

Modell zur Echtzeit-Lärmbelastungsvorhersage für ein Lotsenunterstützungssystem

Von der Fakultät für Physik und Geowissenschaften
der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina
zu Braunschweig
zur Erlangung des Grades eines
Doktors der Naturwissenschaften
(Dr.rer.nat.)
genehmigte
D i s s e r t a t i o n

von Dipl.-Geoökol. Marco-Michael Temme
aus Salzgitter

1. Referent: Professor Dr. O. Richter

2. Referent: Professor Dr.-Ing. U. Völckers

eingereicht am: 19.07.2004

mündliche Prüfung (Disputation) am: 07.10.2005

Druckjahr: 2005

Teilergebnisse aus dieser Arbeit wurden mit Genehmigung der Gemeinsamen Naturwissenschaftlichen Fakultät, vertreten durch Prof. Dr. O. Richter, in folgenden Beiträgen vorab veröffentlicht:

Tagungsbeiträge

- Temme, M. (2002). Aircraft noise prediction for ATCO support. Scientific Seminar 2002 „The Challenge of Integration“, Institut für Flugführung, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Braunschweig.
- Temme, M. (2002). Fluglärmvorhersage zur Lotsenunterstützung. München, Arbeitsgemeinschaft deutscher Verkehrsflughäfen (AdV) - Abteilung Umwelt und Technik.
- Korn, B. and M. Temme (2003). Aircraft noise prediction for real-time air traffic control support. AIAA International Air & Space Symposium „The next 100 Years“, Dayton, Ohio (USA), AIAA & ICAS.
- Temme, M. (2003). Entwicklung eines Modells zur Echtzeit-Lärmbelastungsvorhersage von Anflügen als Teil eines Lotsenunterstützungssystems. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, München, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR).

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Zeit als Doktorand in der Abteilung Lotsenassistenz am Institut für Flugführung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. in Braunschweig. An dieser Stelle möchte ich mich bei allen bedanken, die zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen haben.

An erster Stelle gilt mein Dank meinen Gutachtern Herrn Prof. Dr. Otto Richter und Herrn Prof. Dr.-Ing. Uwe Völckers. Herr Prof. Richter hat mich als Leiter des Fachbereiches Umweltsystemanalyse am Institut für Geoökologie der Technischen Universität Braunschweig bereits während meines Studiums der Geoökologie an der Technischen Universität Braunschweig als Dozent in zahlreichen Vorlesungen und Prüfungen begleitet und mich während meiner Promotionszeit durch kompetente und konstruktive Hilfe unterstützt. Bei Herrn Prof. Völckers möchte ich mich insbesondere dafür bedanken, dass er als Leiter des Institutes für Flugführung im Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt diese Promotion ermöglicht und meine Arbeit stets mit großem Interesse gefördert hat. Herrn Privatdozent Dr. Ralf Seppelt vom Umweltforschungszentrum Leipzig-Halle gilt mein Dank für die Motivation und Unterstützung insbesondere in der Anfangsphase sowie für die Durchsicht dieser Arbeit.

Bei der Abteilung für Lotsenassistenzsysteme und besonders bei meinem Abteilungsleiter Herrn Volkmar Adam sowie meinem ehemaligen Abteilungsleiter Herrn Dr. Ulrich Brokof möchte ich mich für die fachliche Unterstützung bedanken. Zu Beginn meiner Promotionszeit war ich mit vielen Aspekten der Flugführung noch nicht vertraut, aber meine Kollegen standen mir mit fachlichen Diskussionen und Anregungen stets zur Seite. Mein besonderer Dank geht dabei an Herrn Lothar Christoffels und Herrn Dr. Hartmut Helmke, die mir insbesondere bei der Systementwicklung mit Rat zur Seite standen, sowie an Herrn Raimar Stump, der mich in viele Geheimnisse der Flugsystemtechnik eingeweiht hat.

Während meiner Promotionszeit hatte ich die Möglichkeit, mich am Verbundprojekt „Leiser Flugverkehr“ des DLR zu beteiligen und konnte dabei von den konstruktiven Diskussionen bei den Projekttreffen profitieren. Für die zahlreichen Fachgespräche und Anregungen möchte ich mich stellvertretend für alle Teilnehmer bei Herrn Dr. Ulrich Isermann und Herrn Dr. Oliver Boguhn bedanken.

Mein größter Dank jedoch geht an meine Familie und meine Frau Annette, ohne deren Rücksicht und Geduld bei privaten Einschränkungen, unsere zahlreichen fachlichen Diskussionen und ihre mentale Unterstützung diese Arbeit nicht entstanden wäre.

Abstract

The growing number of aircraft and flights at major international airports leads to increasing noise complaints in the vicinity of these airports. During the last 30 years many technological innovations like noise reduction at the source, operational measures for arrivals and departures, and regulatory measures made a reduction of air traffic noise possible.

An arrival planning system developed by the Institute of Flight Guidance, German Aerospace Center (DLR) in Braunschweig, assists the air traffic controller in organizing the multitude of arrivals. Taking various constraints into account, e.g. separation criteria, target times, and runway allocation, the planning system calculates conflict-free trajectories for all arriving aircraft. Usually, there exist more than one trajectory, which complies with all constraints mentioned. Thus, it is proposed to add a population depending noise criterion to the planning function. In this work a real-time noise calculation algorithm was developed which enables the system to rate planned approach trajectories in terms of noise dispersion.

For this purpose, international standard aircraft noise calculation rules were adapted to special demands on 4D trajectories of the arrival planning system 4D-Planner and simplified for significant faster calculations. Additionally, atmospheric and meteorological conditions, population distribution and earth topography were taken into account. The result is a population depending flight path exposure index for each trajectory planned for an approaching aircraft. This way, it is possible to choose the best-rated trajectory in terms of noise for every aircraft and suggest it to the controller.

Kurzfassung

Die stetig wachsende Zahl an Flugzeugen und Flugbewegungen an den großen internationalen Verkehrsflughäfen führen in deren Umgebung zu einer wachsenden Lärmbelastung. In den letzten dreißig Jahren ermöglichten viele technische Fortschritte, in Form von Lärmreduzierungen an der Quelle, operationellen Maßnahmen bei Starts- und Landungen und administrativen Vorgaben eine deutliche Reduzierung des Fluglärms.

Ein Anflugplanungssystem, das am Institut für Flugführung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Braunschweig entwickelt wurde, unterstützt Fluglotsen bei der Abwicklung des ankommenden Flugverkehrs. Unter Berücksichtigung unterschiedlicher Randbedingungen, zu denen Sicherheitsabstände, Ankunftszeiten und Landebahnuweisungen gehören, berechnet das Planungssystem für alle Flugzeuge konfliktfreie Anflugtrajektorien. Dabei existieren üblicherweise mehrere gültige Trajektorien, die die vorgegebenen Randbedingungen erfüllen. Dieser Umstand wurde genutzt, um ein bevölkerungsabhängiges Fluglärmkriterium in die Planung zu integrieren. In dieser Arbeit wurde ein Echtzeit-Lärmabschätzungsalgorithmus entwickelt, der es dem System ermöglicht, alle geplanten Anflugtrajektorien hinsichtlich des zu erwartenden Fluglärms zu bewerten.

Dazu wurden international verwendete Lärmberechnungsverfahren an die besonderen Anforderungen der 4D-Trajektorien des Anflugplanungssystems 4D-Planer angepasst und für eine deutlich schnellere Berechnung vereinfacht. Trotzdem werden die atmosphärischen und meteorologischen Bedingungen, eine Bevölkerungsverteilung und die Topographie der Erdoberfläche bei den Berechnungen berücksichtigt. Das Bewertungsergebnis ist jeweils eine bevölkerungsabhängige Flugroutenbelastungskennzahl für alle geplanten Anflugtrajektorien. Auf diese Weise ist es möglich, für alle ankommenden Flugzeuge die hinsichtlich der Fluglärmbelastung am besten bewertete Trajektorie auszuwählen und dem Lotsen für den Landeanflug vorzuschlagen.

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungsverzeichnis	1
Symbolverzeichnis	3
1 Einleitung	9
2 Fluglärmreduzierung	13
2.1 Maßnahmen	14
2.1.1 Nachtflugverbote und Nachtflugeinschränkungen	15
2.1.2 Lärmabhängige Gebührendifferenzierung	15
2.1.3 Lärmkontingentierung	16
2.1.4 Lärmlizenzen	17
2.1.5 Noise Preferential Runways	18
2.1.6 Einschränkung der Landnutzung	18
2.1.7 Verbesserungen an den Triebwerken und der Flugzeughülle	18
2.1.8 Einzelmaßnahmen zur Lärmreduzierung bei Starts und Landungen	19
2.2 Lärmreduzierende Anflugverfahren	20
2.2.1 Standard Anflugverfahren	21
2.2.2 Low Drag - Low Power	21
2.2.3 Continuous Descent Approach	22
2.2.4 Advanced Continuous Descent Approach	23
2.2.5 Steep Approach	24
2.2.6 Two Segment Approach	24
2.2.7 Delayed Flap Approach	25
2.2.8 Reduced Flaps and Delayed Gear Approach	26
2.3 Lärmreduzierende Abflugverfahren	26
2.3.1 Das ATA-Startverfahren	27
2.3.2 Das Cutback-Startverfahren	27
2.3.3 Das Climb-Cleanup-Cutback-Startverfahren	28
2.3.4 Das Climb-Cutback-Cleanup-Startverfahren	28
2.3.5 Das Modified ATA-Startverfahren	29
2.3.6 Der Reduced-Takeoff-Thrust-Start	29
3 Routenoptimierung	31
3.1 Optimierung von Abflugrouten	33
3.1.1 Modell von Erzberger und Lee	34
3.1.2 Modell von Jacobsen und Melton	34

3.1.3	Modell von Leder	39
3.2	Optimierung von Anflugrouten	43
3.2.1	Modell von Jacob	43
3.3	Anwendbarkeit bei der Führung des Luftverkehrs	44
4	Komponenten der Schallausbreitung	47
4.1	Das akustische Flugzeugmodell	47
4.1.1	Die Triebwerke	50
4.1.2	Das Fahrwerk	54
4.1.3	Die geschwindigkeitsabhängige Geräuschemission	55
4.2	Die Trajektorien	56
4.2.1	Die Luftraumstruktur	56
4.2.2	Der 4D-Planer	57
4.3	Die Erdoberfläche	61
4.3.1	Das Modell der Erdoberfläche	61
4.3.2	Die Bodenzusatzdämpfung	63
4.3.3	Die Bevölkerungsverteilung	68
4.4	Die Atmosphäre	69
4.4.1	Die atmosphärische Absorption	69
4.4.2	Der Weg des Schalls durch die Atmosphäre	73
4.5	Zusammenfassung der Komponenten	84
5	Fluglärmrechnung	87
5.1	Schallausbreitung im Freien	87
5.2	Frequenzbewertung	89
5.3	Lautheit	90
5.4	Maximalpegel	91
5.5	Die Zeitbewertung	92
5.5.1	Die 10 dB-down-time	92
5.5.2	Die effektive Dauer	93
5.6	Einzelereignispegel	93
5.6.1	Der Einzelereignispegel L_{AZ}	93
5.6.2	Der Einzelereignispegel L_{AX}	94
5.6.3	Der Single-event Exposure Level	94
5.6.4	Der Effective Perceived Noise Level	95
5.7	Dauerschallpegel	98
5.7.1	Der äquivalente Dauerschallpegel nach Fluglärmgesetz	99
5.7.2	Der energieäquivalente Dauerschallpegel	100
5.7.3	Der äquivalente Tag/Nacht Dauerschallpegel	100
5.7.4	Der effektive äquivalente Dauerschallpegel	100
5.7.5	Der gewichtete effektive äquivalente Dauerschallpegel	101
5.8	Kosten-Einheiten	101
6	Bevölkerungsabhängige Bewertungsverfahren	103
6.1	Der Level-Weighted Population-Index	104
6.2	Der Noise Impact Index	106
6.3	Der Highly Annoyed Population Number-Index	107

6.4	Das Fluglärmbewertungsmaß	108
6.5	Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm	109
6.6	Die Aufwachhäufigkeit	113
6.7	Die Flugroutenbelastungskennzahl	114
7	Integration in ein Lotsenunterstützungssystem	121
7.1	Die Besiedlungsstruktur auf dem Rechengitter	121
7.2	Die Trajektorieninterpolation	124
7.3	Die direkte Abschätzung der 10 dB-down-time	126
7.4	Das atmosphärische Schichtmodell	133
7.5	Die Software	137
7.5.1	Die Software-Architektur	137
7.5.2	Die grafische Benutzeroberfläche	138
8	Ergebnisse	145
8.1	Vergleich der Lärmberechnungsalgorithmen	145
8.1.1	Vergleich von Abschätzungen mit der AzB	145
8.1.2	Vergleich von Fluglärmkonturen	146
8.1.3	Vergleich von Schallpegelsummen	148
8.2	Der Einfluss von Richtcharakteristiken	150
8.3	Bewertung von 4D-Planer Trajektorien	152
8.3.1	Berücksichtigung der Flughöhe	153
8.3.2	Berücksichtigung der Flugroute	154
8.3.3	Berücksichtigung der Fluggeschwindigkeit	155
8.3.4	Berücksichtigung des Flugzeugtyps	157
8.3.5	Zusammenfassende Bewertung von Trajektorien	158
8.4	Vergleich unterschiedlicher Belastungskennzahlen	160
8.4.1	Der Einfluss der Lärmbelastungsdauer	162
8.4.2	Die Bewertung lärmreduzierender Anflugverfahren	163
8.4.3	Der Einfluss eines Grenzwertpegels	165
8.4.4	Der Einfluss des Bodeneffektes	169
8.5	Einfluss von Lufttemperatur und Luftfeuchtigkeit	170
8.6	Berechnungsdauer	173
8.7	Grenzen und Möglichkeiten der Vorhersage	174
9	Zusammenfassung und Ausblick	177
	Abbildungsverzeichnis	183
	Tabellenverzeichnis	189
	Literatur	191
	Index	203

Abkürzungsverzeichnis

ACDA	Advanced Continuous Descent Approach
ACNIM	Aircraft Community Noise Impact Model
ADV	Arbeitsgemeinschaft Deutscher Verkehrsflughäfen
ANAP	Advanced Noise Abatement Procedure
ATA	Air Transportation Association
ATC	Air Traffic Control
ATS	Air Traffic Services
AWR	Aufwachreaktion
AzB	Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen an zivilen und militärischen Flugplätzen nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm vom 30. März 1971
BADA	Base of Aircraft Data
BFL	Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm
BMVBS	Bundesministerium für Verkehr, Bau- und Wohnungswesen
CAS	Calibrated Air Speed
CDA	Continuous Descent Approach
dB	Dezibel
DFS	Deutsche Flugsicherung GmbH
DFVLR	Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt
DIN	Deutsches Institut für Normung e.V.
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company
EMPA	Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt
ENHANCE	Harmonised Noise-Contour Modelling Environmental Project
EO	Erdoberfläche
EPNL	Effective Perceived Noise Level
EU	Europäische Union
FAA	Federal Aviation Administration
FAF	Final Approach Fix
FANOMOS	Flight Track And Aircraft Noise Monitoring System
FB	Fluglärmbewertungsmaß
FICAN	Federal Interagency Committee on Aviation Noise
FICON	Federal Interagency Committee on Noise
FL	Flugfläche
FLULA	Fluglärmprogramm der EMPA
FMS	Flight Management System

FRBK	Flugroutenbelastungskennzahl
ft	Feet
GIS	Geografisches Informationssystem
GS	Ground Speed
HAPN	Highly Annoyed Population Number
IAF	Initial Approach Fix
IAS	Indicated Air Speed
ICAO	International Civil Aviation Organization
IF	Intermediat Fix
ILS	Instrumentenlandesystem
INM	Integrated Noise Model
IPNL	Integrated Perceived Noise Level
ISO	International Organization for Standardization
kn	Knoten
LBA	Luftfahrtbundesamt
LDLP	Low Drag - Low Power
LWP	Level-Weighted Population
MIT	Massachusetts Institute of Technology
NAP	Noise Abatement Procedure
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NII	Noise Impact Index
NIROS	Noise Impact Reduction and Optimization System
NM	Nautische Meile
NN	Meereshöhe Normal Null
NNI	Noise and Number Index
OM	Outer Marker
PE	Parabolic Equation Model
PN	Perceived Noise
PNL	Perceived Noise Level
SA	Steep Approach
SAE	Society of Automotive Engineers
SEL	Single-event Exposure Level
SENL	Single Event Noise Level
SID	Standard Instrument Departure Route
SIMUL	Simulationsprogramm zur Fluglärmberechnung
STAR	Standard Terminal Arrival Route
STOL	Short Take-Off and Landing
TAS	True Air Speed
TMA	Terminal Maneuvering Area
TOD	Top Of Descent
TSA	Two Segment Approach
VDI	Verein Deutscher Ingenieure

Symbolverzeichnis

α	[dB/m]	Dämpfungskonstante
α_{class}	[dB/m]	Klassische Absorption
α_{mol}	[dB/m]	Molekulare Absorption
β	[°]	Bodensichtwinkel vom Beobachter zum Flugzeug
γ	[°]	Grenzflächenwinkel eines Schallstrahls
δ	[Einwohner/m ²]	Lokale Bevölkerungsdichte
δ_i	[/]	Einwohner am i -ten Gitterpunkt
δ_{max}	[Einwohner/m ²]	Maximale lokale Bevölkerungsdichte
ε	[°]	Winkel zwischen Windrichtung und Beobachter
Θ	[°]	Vom Krümmungskreismittelpunkt aus betrachteter Winkel zwischen Quelle und Beobachter
ϑ	[°]	Horizontaler Sichtwinkel
λ	[m]	Wellenlänge
ν	[Hz]	Frequenz
ν_L	[Hz]	Häufigkeit der Lärmberechnung
ρ	[kg/m ³]	Dichte eines Ausbreitungsmediums
ϱ_G	[1/m]	Gitterkonstante des Lärmrechnungsrastrers
ϕ	[°]	Flugrichtung
φ	[°]	Sichtwinkel im Azimut
AWR	[/]	Fluglärminduzierte Aufwachreaktion
a	[m/s]	Schallgeschwindigkeit
\vec{a}	[/]	Startpunkt eines Trajektoriensegmentes
a_{Sp}	[m/s]	Spurgeschwindigkeit
a_h	[m/s]	Schallgeschwindigkeit in Flughöhe
a_0	[m/s]	Schallgeschwindigkeit am Boden
B	[Ke]	Lärmbelastungsindex nach Kosten
B_{AzB}	[dB]	Bodendämpfung nach AzB
B_{EMPA}	[dB]	Bodendämpfung nach EMPA
BFL	[/]	Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm
BFL_{AL}	[/]	Bevölkerungs- und tageszeitabhängige Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm

B_{ges}	[/]	Bevölkerungsabhängige Belastungskennzahl für eine Trajektorie
B_i	[/]	Belastungswert am i -ten Gitterpunkt
B_{SAE}	[dB]	Bodendämpfung nach SAE
$B_{SAE,G}$	[dB]	Bodendämpfung nach SAE für ebenerdige Geräuschquelle
b_s	[m]	Kreisbogensegment
C	[/]	Maßstabskonstante
C_J	[dB]	Tageszeitabhängiger Parameter
D	[dB]	Geometrische Dämpfung bei kugelförmiger Schallausbreitung
D_A	[dB]	A-Bewertungszuschlag
D_{Atm}	[dB/m]	Atmosphärische Absorption
$D_{Atm,ges}$	[dB]	Gesamte atmosphärische Absorption auf einer Strecke
d_h	[m]	Horizontalabstand zwischen Schallquelle und Beobachter
d_s	[m]	Kleinster Abstand zwischen einem Gitterpunkt und einem Trajektoriensegment
D_{Sum}	[dB]	Summe der Dämpfungskomponenten bei einer Schallausbreitung in freier Atmosphäre
D_t	[dB]	Dauerkorrektur zur Berechnung des <i>SEL</i>
d_{vs}	[m]	Strecke des Schallversatzes unter Windeinfluss
d_W	[m]	Abstand zwischen Flugzeug und akustischer Schattenzone
E	[/]	Anzahl Einwohner
E_{ges}	[/]	Anzahl Einwohner in einem betrachteten Gebiet
E_i	[/]	Anzahl Einwohner am i -ten Gitterpunkt
$EPNL$	[EPNLdB]	Effective Perceived Noise Level
F	[/]	Gütefunktion
F	[N]	Triebwerksschub
$FB1$	[/]	Fluglärmbewertungsmaß 1
$FB2$	[/]	Fluglärmbewertungsmaß 2
F_{max}	[N]	Maximalschub
$FRBK$	[/]	Flugroutenbelastungskennzahl
F_0	[N]	Referenztriebwerksschub
G	[/]	Anzahl Gitterpunkte innerhalb einer Ortschaft
G_J	[/]	Gewichtungsfaktor in Abhängigkeit von der tageszeitlichen Bevölkerungsdichte
g_a	[m/s ²]	Schallgeschwindigkeitsgradient
g_i	[/]	Tageszeitabhängiger Gewichtungsfaktor
g_W	[m/s ²]	Windgeschwindigkeitsgradient
g_T	[°/m]	Temperaturgradient
$HAPN$	[/]	Highly Annoyed Population Number-Index
Δh	[m]	Höhendifferenz zwischen Flugzeug und Beobachter
h_B	[m]	Höhe eines Beobachters

h_m	[m]	Mittlere Höhe zwischen Flugzeug und Beobachter
h_R	[/]	Rauhigkeitsbeiwert
$v_{W_{h0}}$	[m/s]	Gemessene Windgeschwindigkeit
h_0	[m]	Höhe, in der die Windgeschwindigkeit gemessen wird
$IPNL$	[IPNLdB]	Integrated Perceived Noise Level
J	[/]	Betrachteter Tageszeitabschnitt
K	[/]	Konstante
k_J	[/]	Gestörtheitsfaktor
\mathcal{L}	[sone]	Lautheit
L	[dB]	Schalldruckpegel
ΔL	[dB]	Differenz des Schalldruckpegels
L_0	[dB]	Referenzschalldruckpegel
L_A	[dB]	A-bewerteter Schalldruckpegel
L_{Adn}	[dB]	Äquivalenter Tag/Nacht Dauerschallpegel
$L_{Adn,max}$	[dB]	Maximaler A-bewerteter äquivalenter Tag/Nacht Dauerschallpegel
ΔL_{Adn}	[dB]	Betrachtetes Schallpegelintervall
L_{Ant}	[/]	Lärmanteil des BFL_{AL}
L_{Amax}	[dB]	A-bewerteter Maximalpegel
$L_{Amax,day}$	[dB]	A-bewerteter Maximalpegel eines Überflugereignisses am Tag
$L_{Amax,night}$	[dB]	A-bewerteter Maximalpegel +10 dB eines Überflugereignisses in der Nacht
L_{Amean}	[dB]	Mittlerer A-bewerteter Schalldruckpegel bei der Verwendung einer kugelsymmetrischen Schallausbreitung
$L_{A,Thresh}$	[dB]	A-bewerteter Grenzwertpegel
L_{AX}	[dB]	A-bewerteter Einzelereignispegel
ΔL_{AX}	[dB]	Dauerkorrektur zur Berechnung des L_{AX}
L_{AZ}	[dB]	A-bewerteter Einzelereignispegel
ΔL_{AZ}	[dB]	Dauerkorrektur zur Berechnung des L_{AZ}
L_{dn}	[dB]	Äquivalenter Tag/Nacht Dauerschallpegel
L_{Ei}	[dB]	i -ter Einzelereignispegel
L_{eq}	[dB]	Äquivalenter Dauerschallpegel
$L_{eq(3)}$	[dB]	Energieäquivalenter Dauerschallpegel
$L_{eq(4)}$	[dB]	Äquivalenter Dauerschallpegel
$L_{eq,gew}$	[dB]	Gewichteter äquivalenter Dauerschallpegel
ΔL_G	[dB]	Geräuschpegelzuwachs durch das Fahrwerk
L_i	[dB]	Schallpegel des i -ten Frequenzbandes
$\Delta L_{impulse}$	[dB]	Impulskorrektur
L_{max}	[dB]	Maximalpegel
L_{mind}	[dB]	Schallpegelminderung durch Bodenzusatzdämpfung
L_{mJ}	[dB]	Lärmwerte aus den Mittelungspegeln der Tagesabschnitte

L_N	[phon]	Lautstärkepegel
$L_{noy,i}$	[noy]	noy-Wert des i -ten Frequenzbandes
$L_{noy,max}$	[noy]	Größter noy-Wert eines Schallereignisses
ΔL_{onset}	[dB]	Onset Korrektur
L_p	[dB]	Schalldruckpegel
ΔL_p	[dB]	Änderung des Schalldruckpegels
L_{Sum}	[dB]	Gesamtschalldruckpegel
ΔL_{Ton}	[PNLdB]	Tonkorrektur
ΔL_v	[dB]	Fluggeschwindigkeitsabhängige Anpassung für Effektivpegel
L_w	[dB]	Schallleistungspegel
LWP	[/]	Level-Weighted Population-Index
M	[/]	Anzahl Terzbänder
N	[/]	Anzahl
N_F	[/]	Anzahl Frequenzbänder
NII	[/]	Noise Impact Index
n	[1/s]	Triebwerksdrehzahl
n_{max}	[1/s]	Triebwerksdrehzahl bei Maximalschub
P	[/]	Anzahl Menschen, die von einem Schallpegel betroffen sind
P	[W/m ²]	Schallleistung
PN	[noy]	Perceived Noise
PNL	[PNLdB]	Perceived Noise Level
PNL_{eq}	[PNLdB]	Äquivalenter Dauerschallpegel
PNL_{max}	[PNLdB]	Maximaler Perceived Noise Level
$PNLT$	[PNLTdB]	Tonkorrigierter Perceived Noise Level
P_0	[W/m ²]	Bezugsschallleistung (= 10 ⁻¹² W/m ²)
PNL	[EPNdB]	Perceived Noise Level
PP_{Ant}	[/]	Pausenpegelanteil des BFL_{AL}
PP_J	[dB]	Pausenpegel (Hintergrundgeräuschpegel bei Abwesenheit eines Flugzeugs)
P_{total}	[/]	Anzahl Einwohner im betrachteten Gebiet
p	[kg/ms ²]	Schalldruck
\vec{p}	[/]	Gitterpunkt auf einem Raster
p_0	[Pa]	Normierte Hörschwelle
p_A	[dB]	A-bewerteter Schalldruck
q	[dB]	Halbierungsparameter (Äquivalenzparameter)
R	[m]	Radius eines gekrümmten Schallstrahls
RH	[%]	Relative Luftfeuchtigkeit
r	[m]	Abstand zwischen Quelle und Beobachter
S	[m ²]	Fläche eines Untersuchungsgebietes
SEL	[dB]	Single-event Exposure Level
s	[m]	Abstand zwischen Emissions- und Immissionsort
s_{Th}	[m]	Abstand zwischen Flugzeug und Landebahnschwelle
s_0	[m]	Referenzabstand zwischen Emissions- und

		Immissionsort
T	[s]	Bezugszeitraum (Bewertungszeitraum)
T	[°C]	Lufttemperatur
t	[s]	Zeit
Δt	[s]	Differenz der Zeit
t_e	[s]	Effektive Dauer eines Schallereignisses
T_h	[K]	Lufttemperatur in Flughöhe
t_{ref}	[s]	Referenzzeit
T_S	[s]	Dauer eines Schallereignisses
T_0	[°C]	Lufttemperatur am Boden
$(T_0)_{ISA}$	[°C]	Temperatur der Internationalen Standardatmosphäre
t_{10}	[s]	10 dB-down-time
t_J	[h]	Länge eines betrachteten Tageszeitabschnittes
\vec{u}^o	[/]	Normierter Richtungsvektor eines Flugzeuges
V_{max}	[m/s]	Höchstgeschwindigkeit eines Flugzeugs im Betrachtungsgebiet
v	[m/s]	Geschwindigkeit
v_W	[m/s]	Windgeschwindigkeit
v_{W0}	[m/s]	Windgeschwindigkeit in Flughöhe
v_0	[m/s]	Referenzgeschwindigkeit
W	[/]	Intensitätsgewichtungsfunktion
\vec{W}	[/]	Windvektor
$WECPNL(\beta)$	[WECPNLdB]	Gewichteter effektiver äquivalenter Dauerschallpegel
W_{HAP}	[/]	Intensitätsgewichtungsfunktion des <i>HAPN</i> -Index
w_J	[/]	Gleichwertigkeitsfaktor
w_W	[m]	Horizontaler Abstand zwischen Flugzeug und akustischer Schattenzone (mit Windeinfluss)
w_0	[m]	Horizontaler Abstand zwischen Flugzeug und Lärmschattengrenze ohne Berücksichtigung des Windeinflusses
Δx_g	[m]	x-Komponente eines Abstandes im globalen Koordinatensystem
Δy_g	[m]	y-Komponente eines Abstandes im globalen Koordinatensystem
z	[m]	Höhe
Z_J	[/]	Antreffwahrscheinlichkeit für die Bevölkerung

Kapitel 1

Einleitung

Der zivile Flugverkehr hat in den letzten Jahren nahezu kontinuierlich an Bedeutung gewonnen. Die steigenden Passagier- und Frachtzahlen resultierten zum einen in einer Erhöhung der Anzahl der Flugbewegungen und zum anderen in einer Vergrößerung der Flugzeuge. Trotz der Zunahme des Luftverkehrs haben die Fortschritte bei der Schallpegelminderung bewirkt, dass sogar Flugzeuge mit höherer Triebwerksanzahl in Verbindung mit stärkeren Schubleistungen insgesamt leiser geworden sind. Vorgaben von Gesetzgeber und Flughafenbetreibern schaffen durch eine lärmabhängige Staffelung der Gebühren zusätzliche Anreize für Fluggesellschaften, ältere und damit lautere Flugzeuge durch neue und leisere zu ersetzen.

Starts und Landungen, in denen sich die Flugzeuge in relativ niedriger Höhe bewegen, sind die fluglärmkritischen Abschnitte, die bei der Entwicklung lärmreduzierender An- und Abflugverfahren im Mittelpunkt standen. Ziel war einerseits eine Reduzierung der konfigurationsbedingten Geräuschemissionen am Flugzeug und andererseits eine Erhöhung des Abstandes zwischen der betroffenen Bevölkerung und den Flugzeugen. Auch die Optimierung von Anflugrouten hinsichtlich eines Fluglärmkriteriums hatte das primäre Ziel, den Abstand zwischen Menschen und Maschinen möglichst groß zu halten. Gleichzeitig ist jedoch die Häufigkeit von Flugbewegungen gestiegen, sodass für viele Menschen die Empfindung der Fluglärmbelastung zugenommen hat.

In den vergangenen Jahren wurde beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) in Zusammenarbeit mit der Deutschen Flugsicherung GmbH (DFS) das Lotsenunterstützungssystem „4D-Planer“ entwickelt. Mithilfe von Flugplan- und Radardaten des ankommenden Flugverkehrs und weiteren Informationen plant das System die Anflugreihenfolge und die Landezeiten. Es kann darüber hinaus auch die zeitgenauen Anflugwege (4D-Trajektorien) bis zur Landebahn berechnen. Dabei standen die Kriterien Sicherheit, Vermeidung von Warteschleifen, Reduzierung von Verspätungen und Kapazitätssteigerung im Vordergrund. Aus den geplanten Anflugtrajektorien können anzuweisende Fluggeschwindigkeiten, Flugrichtungen und Höhen abgeleitet und dem Fluglotsen direkt in seinem Radardisplay angezeigt werden.

Lotsenunterstützungssysteme dieser Art berücksichtigen dabei die festgelegten An- und Abflugrouten, Flugleistungsmodelle, Sicherheitsabstände und die Konfiguration des Landebahnsystems. Der Fluglärm wird bisher nur bei der (offline) Festlegung der

Abflugrouten, der An- und Abflugverfahren und der einzuhaltenden Überflughöhen berücksichtigt. Dazu müssen diese „leisen“ Routen, die eine Entlastung der Bevölkerung um einen Flughafen gewährleisten, zunächst identifiziert werden. Messungen entlang der An- und Abflugwege sind sehr aufwändig, teuer und benötigen viel Zeit. Mathematische Modelle zur Berechnung der flächendeckenden Lärmberechnungen sind mittlerweile entwickelt, verifiziert und angewandt worden. Für die Anwendung dieser Modelle müssen neben den eigentlichen Lärmausbreitungsberechnungen noch Daten in Form von An- und Abflugtrajektorien, Lärmprofilen der Flugzeuge, Geländehöhenmodellen und Hauptwindrichtungen bekannt sein und mit dem Modell verknüpft werden. Durch den hohen Rechenaufwand, der für eine vollständige Fluglärm Berechnung eines Start- oder Landevorganges betrieben werden muss, war es bisher nicht möglich, in einem Echtzeitsystem wie dem 4D-Planer den zu erwartenden Fluglärm online zu berücksichtigen. In dieser Arbeit soll nun ein Verfahren vorgestellt werden, dass durch eine gezielte Anpassung der Fluglärm Berechnung an die Eigenschaften eines Trajektoriengenerators die Rechenzeiten zur Abschätzung der Lärmbelastung deutlich verkürzt und damit eine Verwendung in einem Realzeitsystem unter Berücksichtigung der aktuellen meteorologischen Bedingungen ermöglicht.

Im folgenden Kapitel wird neben einigen Begriffsdefinitionen kurz auf die administrativen und operationellen Maßnahmen eingegangen, die in den vergangenen Jahren zur Fluglärmreduzierung entwickelt und umgesetzt wurden. Es werden lärmreduzierende An- und Abflugverfahren vorgestellt, die teilweise bereits eingesetzt werden oder sich in der Erprobungsphase befinden.

In Kapitel 3 werden Arbeiten und ihre Ergebnisse vorgestellt, die sich mit der Optimierung von An- und Abflugrouten beschäftigt haben. Neben den verwendeten Ansätzen wird auch auf die Zeitproblematik eingegangen, die sich aufgrund der langen Rechenzeiten ergibt.

Im Anschluss werden in Kapitel 4 die Komponenten vorgestellt, die bei einer Fluglärm Berechnung benötigt werden. Neben dem Flugzeugmodell wird auf Trajektorien, die Erdoberfläche mit der betroffenen Bevölkerung und die Atmosphäre als Trägermedium des Schalls eingegangen und ihre Wirkung bei der Schallausbreitung erläutert.

Die Fluglärm Berechnung ist Inhalt des 5. Kapitels. Es werden kurz die Grundlagen der Schallausbreitung erläutert sowie spezifische Parameter vorgestellt, die bei der Betrachtung von Fluglärm eine Rolle spielen. Dabei wird erläutert, wie diese Parameter in nationale und internationale Maßzahlen für Fluglärm eingegangen sind.

In Kapitel 6 wird eine Auswahl an bevölkerungsabhängigen Bewertungsverfahren für Fluglärm vorgestellt. Neben den Ansätzen geht das Kapitel auch auf deren Wirkungsweisen und Gemeinsamkeiten ein. Es wird ein im Rahmen dieser Arbeit entwickeltes bevölkerungsabhängiges Trajektorienbewertungsverfahren vorgestellt, das fluglärmspezifische Komponenten und Erfahrungen mit anderen Ansätzen berücksichtigt und speziell auf die Anforderungen eines Lotsenassistenzsystems abgestimmt ist.

Modifikationen und Vereinfachungen, die an den standardisierten Verfahren zur Fluglärmberechnung vorgenommen wurden, um eine deutliche Reduzierung der Rechenzeit zu erreichen, werden in Kapitel 7 beschrieben. Sie stellen die Voraussetzung für eine Anwendung in einem Echtzeitsystem zur Lotsenunterstützung dar. Darüber hinaus wird kurz auf die Entwicklungs- und Testumgebung für die modifizierten Berechnungsverfahren eingegangen.

In Kapitel 8 werden schließlich Ergebnisse einzelner Bewertungen vorgestellt. Neben den Einflüssen der Fluglärmmodellmodifikationen und der Meteorologie werden auch die Wirkungen unterschiedlicher Trajektorienvariationen quantitativ dargestellt. Dazu werden die Wirkungsweisen der Bewertungsverfahren aus Kapitel 6 gegenübergestellt und ihre Aussagen miteinander verglichen.

Anschließend werden in einer Zusammenfassung und einem Ausblick die Anwendungsmöglichkeiten einer Echtzeit-Fluglärmabschätzung im Rahmen eines Lotsenunterstützungssystems aufgezeigt.

Kapitel 2

Fluglärmreduzierung

Trotz einer ständigen Zunahme des luftseitigen Verkehrsaufkommens ist die Fluglärmbelastung für die Bevölkerung in der Umgebung von zivilen Verkehrsflughäfen in den letzten Jahren gesunken. Diese Verminderung beruht überwiegend auf der Reduzierung der Lärmemission¹ an der Quelle, in diesem Fall den Triebwerken. Die Flugzeuge konnten in den letzten 40 Jahren um 25 dB, in den letzten 10 Jahren um ca. 6 dB leiser gemacht werden [83]. So haben Messungen am Flughafen Tegel in Berlin gezeigt, dass ein startender Airbus 319 an der Grenze, die das Flughafengelände von der Stadt trennt, nur noch einen Wert von 75 dB erreicht und der Airbus damit leiser als ein LKW ist [7]. Doch auch bei den größten zivilen Flugzeugen wurden und werden enorme Fortschritte erzielt. So wird nach Herstellerangaben der neue Großraumjet Airbus 380 den zertifizierten Lärmwert des Boeing-Jumbos 747-400 um mindestens ein Dezibel unterschreiten [117]. Die Beschwerden von Anwohnern eines Flughafens richten sich meistens direkt an die Flughafenbetreiber, sodass diese sich und den Airlines über die technische Entwicklung hinaus in den letzten Jahren eigene Lärmrestriktionen auferlegt haben [64]. Chicago hat beispielsweise 1997 das „Fly Quiet Program“ am Chicago International Airport ins Leben gerufen, um mit Piloten, Flughafenbetreibern und der betroffenen Bevölkerung gemeinsam die Fluglärmreduzierung fördern und überwachen zu können [144].

Zur Beschreibung einer Lärmbelastung wird häufig nicht nur ein einzelner Lärmwert herangezogen, sondern auch die Größe einer Lärmkontur (Lärmteppich), der beim Überflug eines Luftfahrzeugs auf der Erdoberfläche entsteht. Eine Lärmkontur einer bestimmten Lautstärke beziehungsweise eines Schallpegels beschreibt eine Fläche, innerhalb derer der Lärm mindestens diesen bestimmten Geräuschpegel erreicht. Je kleiner eine Lärmkontur eines Schallpegels ist, desto geringer ist im allgemeinen auch die Lärmbelastung der Bevölkerung. Wird ein Lärmteppich georeferenziert berechnet, d.h. der Verlauf seiner Grenzen liegt in Weltkoordinaten wie beispielsweise Rechts- und Hochwerten vor, so kann er mithilfe eines Geografischen Informationssystems (GIS) mit Landkarten verknüpft werden. Auf diese Weise kann ermittelt werden, wo genau ein bestimmter Lärmwert bei einem Überflug erreicht wird. Seit 1999 entwickelt die

¹Mit Emissionsort wird die Quelle bezeichnet, von der der Fluglärm ausgeht. Im Gegensatz dazu ist der Immissionsort die Stelle, an der der Schall ankommt, beispielsweise ein Beobachter auf der Erdoberfläche.

National Aeronautics and Space Administration (NASA) in Zusammenarbeit mit der Federal Aviation Administration (FAA) das Aircraft Community Noise Impact Model (ACNIM), in dem die Fluglärmberechnungen des Integrated Noise Model (INM) mit Satellitenbildern und Bevölkerungsdaten in einem GIS verknüpft werden, um die gewonnen Lärmdaten benutzerfreundlicher auswerten und darstellen zu können [104].

Vergleicht man die Größen der Lärmkonturen eines modernen Airbus 320 und einer ungefähr 25 Jahre älteren Boeing 727, so wird der technische Fortschritt bei der Fluglärmminderung besonders deutlich. Die 85 dB-Lärmfläche einer startenden B 727 erreicht 14.25 km², die des Airbus unter gleichen Bedingungen nur noch 1.55 km² [106]. Bei der Landung sind Flächen von 3.2 km² bzw. 0.4 km² von diesem Schallpegel betroffen.

2.1 Maßnahmen

Die Entwicklung begann Anfang der Siebziger Jahre, als die öffentliche Stimmung u.a. bedingt durch eine einsetzende Rohstoffknappheit von einer reinen Technikbegeisterung umschlug und Airlines und Flugzeugbauer zum Umdenken zwang [48]: Alle begannen über sparsamere, sauberere und leisere Flugzeuge nachzudenken, was schließlich einen großen Einfluss auf die Flugzeug- und Flughafenentwicklung hatte [105]. Die Fluglärmminderung wurde dabei durch ein ganzes Paket an Vorgaben erreicht, die sich grob in administrative und marktwirtschaftliche Maßnahmen unterteilen lassen, im Detail jedoch den gesamten Luftverkehr betreffen. Dazu gehören

- Verhängung von Nachtflugverboten und Nachtflugeinschränkungen
- Lärmabhängige Gebührendifferenzierung
- Lärmkontingentierung
- Verteilung von Lärmlizenzen
- Noise Preferential Runways
- Einschränkung der Landnutzung in der Umgebung von Flughäfen
- Verbesserung der Triebwerke
- Einführung lärmreduzierender Start- und Landeverfahren
- Lärmoptimierung der An- und Abflugrouten

In der Vergangenheit wurden häufig die administrativen Maßnahmen in Form von Auflagen, Vorschriften und Strafandrohungen bevorzugt, da sie eine schnelle und relativ einfache Durchsetzung versprachen [44]. Die Kosten der administrativen Vorgaben stiegen jedoch immer höher, sodass in den letzten Jahren schließlich mehr auf marktwirtschaftliche Maßnahmen gesetzt wurde. Anstelle eines Verbotes von lauten Flugzeugen wurden beispielsweise finanzielle Anreize seitens der Flughafenbetreiber zur Entwicklung und zum Kauf von leiserem Fluggerät geschaffen. In Verbindung mit administrativen Restriktionen kam es dann zur Ausmusterung älterer Flugzeuge, die die geforderten Lärmgrenzwerte nicht mehr einhalten konnten.

Desweiteren wird zwischen kurzfristigen und mittelfristigen lärmreduzierenden Maßnahmen unterschieden. Zu den kurzfristig zu realisierenden Möglichkeiten werden allgemein veränderte Flugprozeduren gezählt, die von den existierenden Fluggeräten eventuell mithilfe kleiner Veränderungen der bereits vorhandenen ATC (Air Traffic Control - Flugsicherung) Infrastruktur bewältigt werden können. Sie versprechen eine schnelle, dafür jedoch relativ geringe Lärmreduzierung [36]. Andererseits wären effektivere Flugprozeduren mit Unterstützung neuerer oder auch noch zu entwickelnder Navigationshilfen denkbar. Diese würden eine deutlichere Lärmreduktion ermöglichen, doch dauert deren Entwicklung, Erprobung und Standardisierung auch entsprechend länger.

2.1.1 Nachtflugverbote und Nachtflugeinschränkungen

Eine häufig diskutierte und von der betroffenen Bevölkerung geforderte Maßnahme zur Reduzierung von Fluglärm ist das Nachtflugverbot. Die Nachtflugproblematik ist für große Teile der Bevölkerung ein sehr sensibles Thema und wird deshalb heute auch stets in die Verhandlungen um Flughafenerweiterungen eingebracht [56]. Bei Nachtflugverboten wird der Flughafen zu bestimmten Zeiten in der Nacht vollkommen geschlossen. Eine etwas weniger restriktive Maßnahme ist die Nachtflugbeschränkung, um die Anzahl der Flugbewegungen während der Nachtstunden zu reduzieren. Darüber hinaus werden beispielsweise nur leise Flugzeugtypen zugelassen oder nur bestimmte Start- und Landebahnen in der Nacht frei gegeben. Eine andere Variante ist das Verbot von internationalen Flügen, bei dem nur noch Homecarrier oder Flüge für notwendige Wartungsarbeiten zugelassen werden.

2.1.2 Lärmabhängige Gebührendifferenzierung

Die lärmbezogene Gebührendifferenzierung für Starts- und Landungen als Bestandteil der Landegebühren existiert in der Bundesrepublik seit den siebziger Jahren. Die Höhe der Gebühren orientiert sich dabei am maximalen zulässigen Abfluggewicht (MTOW), der Lärmklasse nach ICAO [65] und der Anzahl der bei der Landung an Bord befindlichen Passagiere. Nach Beyhoff [8] stellt die Erhebung von Umweltgebühren ein marktkonformes umweltpolitisches Instrument dar, die den Lärmverursachern die Wahl lässt, die Umweltlärmbelastung zu senken oder entsprechend höhere Abgaben zu leisten. Umweltgebühren mit dem Ziel der Fluglärmreduzierung wirken auf zwei Arten. Zum einen sollen Luftfahrtunternehmen angeregt werden, ihre Flotte schnell zu erneuern und damit die Lärmemissionen zu verringern und zum anderen sollen die Kosten der Fluglärmbelastung verursachungsgerecht zugeteilt werden. Der Anreiz für die Lärmverursacher besteht darin, die Kosten für die Umweltbelastung so weit zu senken, bis weitere Investitionen keine Kostenreduktion mehr bringen.

Im Jahr 1971 hat die ICAO² mit dem Anhang 16 zum Chicagoer Abkommen ein Regelwerk zur Begrenzung der Fluglärmemissionen für die zivile Luftfahrt geschaffen und seitdem mehrfach erweitert. Bei der Lärmzertifizierung nach ICAO für zivile Flugzeuge werden drei Lärmklassen unterschieden:

- Keine Zulassung nach ICAO Anhang 16

²International Civil Aviation Organization

- Chapter 2
- Chapter 3

Die Lärmzulassungen nach Anhang 16 Chapter 2 sind in der Bundesrepublik seit 1976 in Kraft, die Zulassung nach Chapter 3 wurde 1982 ergänzt. Da 1986 Verkehrsflugzeuge ohne Lärmzulassung verboten wurden, waren in der Europäischen Union bis 2002 nur noch Chapter 2 und 3 Flugzeuge in Betrieb. Nach einem deutlichen Rückgang der Chapter 2 Fluggeräte wurden diese ab 2002 verboten und die Chapter 3 Klasse durch das BMVBW³ feiner differenziert [11]. Das Ministerium hat eine Entgeltregelung erarbeitet, mit der eine Gebührendifferenzierung innerhalb der Chapter 3 Flugzeuge möglich ist. Dazu werden Lärmmessungen an internationalen deutschen Verkehrsflughäfen ausgewertet und vom BMVBW regelmäßig veröffentlicht. Die Flugzeuge werden nach Höchstabflugmasse und Anzahl der Triebwerke über ICAO hinaus in weitere Klassen unterteilt, innerhalb derer getrennt nach Ab- und Anflug der Gesamtmittelwert sowie der Mittelwert der erhobenen Messwerte eines Flugzeugtyps (Typenmittelwert) berechnet wird. Liegt der Typenmittelwert unterhalb des Gesamtmittelwertes, wird der Flugzeugtyp in die Bonusliste aufgenommen. Alle so für An- und Abflüge ermittelten Typen werden jeweils in einer Liste zusammengefasst und den Ländern zur freigestellten Einführung übergeben. Bedingung ist allerdings, dass die vollständige Liste von den Flughäfen übernommen wird, doch eine Erweiterung ist durch die Flughafensbetreiber nach eigener Auffassung möglich.

Die ICAO wird mit dem 1. Januar 2006 die Klasse 4 (Chapter 4) in ihren Standard aufnehmen, deren kumulativer Lärmgrenzwert 10 EPNdB (Effective Perceived Noise, in Dezibel) unter dem der heute aktuellen Klasse-3-Flugzeugen liegen wird [12]. Doch nach Einschätzung der NGO⁴ wird dies nicht ausreichen, Bewohner aus der Umgebung von Flughäfen ausreichend vor einer Zunahme des Fluglärms zu schützen, denn nach Analysen der ICAO wird die Anzahl der von Fluglärm betroffenen Menschen von 2002 bis 2020 global um 21% ansteigen. In Regionen wie Europa, Australien und Japan wird die Anzahl allerdings um 42% bis 169% zunehmen, in den USA und Kanada hingegen nur um ca. 3.5% [79].

Allerdings lassen sich die Flugzeuge nicht immer eindeutig einer Lärmklasse zuordnen. So ist die Boeing 727 mit Schalldämpfer in der Klasse Chapter 3, obwohl sie im Abflug lauter sein kann als vergleichbare Chapter 2 Flugzeuge [14]. Start und Landung werden bei der Klassifizierung getrennt betrachtet. Dadurch passiert es, dass ein Fluggerät beim Start, bei dem es schwerer ist, zu Chapter 2 gehört und bei der anschließenden Landung mit weniger Treibstoff in den Tanks - und damit deutlich leichter - zu Chapter 3 zugeordnet wird.

2.1.3 Lärmkontingentierung

Die Idee hinter einer Lärmkontingentierung, wie sie in Schiphol/Amsterdam oder Pearson/Toronto eingeführt wurde, ist die Festlegung einer Lärmbelastungsgrenze, die nicht überschritten werden darf [105]. Wurde diese Grenze vor Einführung einer Kontingentierung bereits qualitativ oder quantitativ überschritten, d.h., die neuen Grenzwerte

³Bundesministerium für Verkehr, Bau- und Wohnungswesen

⁴Non-governmental organizations associated with the United Nations

liegen unterhalb dessen, was bis dahin erreicht wurde, soll so ein Anreiz für Flughafenbetreiber und Fluggesellschaften geschaffen werden, leiseres Gerät, leisere Routen und lärm mindernde Verfahren anzuschaffen bzw. zu nutzen [8]. Insgesamt jedoch bleiben den Betreibern große Freiheiten bei der Gestaltung der Kontingente. Ziel ist es, der betroffenen Bevölkerung in der Umgebung eines Flughafens die Sicherheit zu geben, dass der Anstieg des Lärms innerhalb eines definierten Zeitraumes nur bis zu einer festgelegten Grenze erfolgt. Der Bemessungszeitraum kann dabei kleiner sein als ein Tag, um eine Überbelastung während der Stunden mit dem höchsten Verkehrsaufkommen zu begrenzen. Er kann aber auch ein ganzes Jahr sein, innerhalb dessen Fluggesellschaften ihre Flüge in Abhängigkeit von der Saison aufteilen können.

Für die Überwachung der Einhaltung der Lärmkontingente werden an den Ein- und Ausflugschneisen in der Umgebung von Flughäfen Mikrofone installiert, die den Fluglärm aufzeichnen und die im nachhinein mit Radardaten abgeglichen werden können [107]. Auf diese Weise wird für jeden einzelnen Piloten der Anreiz erhöht, sein Flugverfahren auf die Lärmreduzierung abzustimmen.

Doch die Einrichtung von Lärmkontingenten kann sich auch nachteilig für die Umwelt auswirken. Die niederländische Regierung hatte ab dem Jahr 1997 Lärmkontingente für den Flughafen Amsterdam/Schiphol eingerichtet, die innerhalb der vier Start- und Landebahnen differenziert betrachtet wurden. Ein Lärmjahr war jeweils der Zeitraum vom 1. November bis zum 31. Oktober des Folgejahres. Nachdem Teile der Lärmkontingente aus den umliegenden Gemeinden erschöpft waren, musste die niederländische Flugsicherung die Flugzeuge häufig über das Stadtgebiet von Amsterdam führen. Durch den zunehmenden Verkehr waren im September 2000 jedoch bereits die Lärmkontingente von drei Bahnen aufgebraucht, sodass diese zeitweilig geschlossen und der gesamte Flugverkehr über eine Bahn abgewickelt werden musste. Dies wird besonders bei ungünstigen Windverhältnissen kritisch, da die Piloten durch die Einschränkungen auch bei hohen Seitenwinden landen mussten, obwohl günstig zur Windrichtung verlaufende Landebahnen zur Verfügung standen [108]. Die durchschnittlichen Verspätungen stiegen pro Flug auf über 39 Minuten an⁵. Durch die Kapazitätsengpässe wurden viele Piloten angewiesen, Warteschleifen zu fliegen, die durch den erhöhten Treibstoffverbrauch die Atmosphäre zusätzlich belasteten.

2.1.4 Lärmlizenzen

Für die eigentliche Umsetzung von Lärmkontingenten eignen sich Lärmlizenzen, die von unabhängiger Seite an die Fluggesellschaften ausgegeben werden und diesen jeweils eine festgelegte Lärmmenge in einem definierten Zeitraum gestatten. Die Gesamtzahl der ausgegebenen Papiere entspricht dabei dem gesamten Lärmkontingent, die Aufteilung erfolgt nach marktwirtschaftlichen Kriterien. Frei gewordene Lizenzen können erworben und nicht benötigte weiter verkauft werden. Einerseits bleibt so der Handlungsspielraum der Gesellschaften erhalten, doch kann der Staat durch Ankäufe gezielt in das Lärmgeschäft eingreifen. Das vorgegebene Lärmkontingent entspricht damit einer Art Rahmengesetz zur Einhaltung von Lärmgrenzwerten. Allerdings stehen Beobachter den festen Mengen an Lärmlizenzen auch skeptisch gegenüber, da sie einem wachsenden Markt unter Umständen bremsend entgegen wirken können [8].

⁵Zum Vergleich: Die durchschnittlichen Verspätungen unabhängig vom verursachenden Faktor lagen im Jahr 2002 pro Flug bei 20 Minuten im Überwachungsgebiet der Eurocontrol [41].

2.1.5 Noise Preferential Runways

Wenn es das Verkehrsaufkommen und auch die meteorologischen Bedingungen erlauben, wird vielen Flughafenbetreibern nahegelegt, so genannte „Noise Preferential Runways“ bei der Start- und Landebahnzuweisung zu bevorzugen [105]. Aufgrund der Bevölkerungsstruktur und üblicher Wetterlagen existieren an nahezu allen größeren Flughäfen mit mehreren Runways Start- und Landebahnen sowie Start- und Landerichtungen, die unterschiedliche Fluglärmbelastungen verursachen. Lassen es die Randbedingungen zu, sollten möglichst die Bahnen und Start- und Landerichtungen verwendet werden, die eine geringere Lärmbelastung für die Bevölkerung bewirken. Dazu müssen von den Piloten und Airlines auch längere Anflugstrecken und längere Taxiways (Rollwege zwischen den Bahnen und den Gates) in Kauf genommen werden.

2.1.6 Einschränkung der Landnutzung

Die Fluglärmbelastung ist in der unmittelbaren Umgebung eines Flughafens am höchsten und sinkt mit zunehmendem Abstand. Aus diesem Grund wurde schon öfter vorgeschlagen, dass die Umgebung eines Flughafens in Lärmzonen unterteilt wird, innerhalb derer Beschränkungen bei der Bebauung und Nutzung vorgeschrieben werden. Der innerste und damit lauteste Bereich sollte aus der Flächennutzungsplanung herausgenommen, der sich anschließende Teil nur industriell verwendet werden. Erst mit einem genügenden Abstand darf dann eine Wohnbebauung stattfinden und noch weiter entfernt dürfen sich dann auch sensible Einrichtungen wie Krankenhäuser, Schulen und Kindergärten befinden [2]. Aus Sicht der Bundesregierung sind in Deutschland die Länder dafür zuständig, dass die Gebiete in der höchsten Lärmkategorie nicht genutzt werden [11]. Häufig ist es jedoch so, dass sich die Flughäfen bereits in unmittelbarer Umgebung oder direkt in einer Stadt befinden (z.B. Berlin/Tegel) oder die umliegenden Gemeinden so weit gewachsen sind, dass sie mittlerweile beinahe an das Flughafengelände heranreichen (z.B. Flughafen Frankfurt/Main).

2.1.7 Verbesserungen an den Triebwerken und der Flugzeughülle

Der technische Fortschritt bei der Verminderung des Fluglärms in den vergangenen Jahren beruht großteils auf Triebwerksverbesserungen [83]. Der Hauptlärm wird hier durch den Zusammenprall des heißen Gases aus der Brennkammer mit der viel kälteren Umgebungsluft verursacht. Ursprünglich jedoch war die Lärmreduzierung nicht das primäre Ziel, sondern ein angenehmer Nebeneffekt bei der Entwicklung sparsamerer Mantelstromtriebwerke. Bei ihnen wird gegenüber den konventionellen Strahltriebwerken der angesaugte Luftstrom aufgeteilt, wobei nur noch ein Bruchteil in die eigentliche Brennkammer geführt wird. Der wesentlich größere Anteil der Luft wird außen um die Brennkammer herum geleitet, um sich am Ende der Düse mit den heißen Triebwerksgasen zu vermischen (Abbildung 4.3). Dieser Mantelstrom sorgt nun dafür, dass der Zusammenprall zwischen Außenluft und Triebwerksgasen abgeschwächt wird und damit deutlich leiser ausfällt (vgl. Abschnitt 4.1)[58]. Zu den weiteren Neuerungen gehören speziell geformte Triebwerkeinlässe, die die Richtcharakteristik so verändern, dass der größte Lärmanteil nach oben abgestrahlt wird. Um eine Lärmreduzierung in den unterschiedlichen Flugbetriebsbereichen zu erzielen, wurden in den letzten dreißig Jahren auch Möglichkeiten zur akustischen Auskleidung von Triebwerkskanälen

erarbeitet sowie die Schaufeln und Turbinenrotoren aerodynamisch überarbeitet. Insgesamt brachten diese Veränderungen ungefähr 25 Dezibel an Triebwerkslärmreduktion [48].

Neben den Triebwerksgeräuschen spielt mittlerweile auch der Umströmungslärm des Flugzeugkörpers eine bedeutende Rolle. Durch die deutliche Lärmreduzierung an den Triebwerken wird heute besonders während des Landeanfluges der Umströmungslärm hörbar, der bei einem Flugzeug durch die Hülle als ganzes sowie durch Fahrwerk, Vorflügel, Klappenseitenkanten, Flügelspitzen und der Wechselwirkung zwischen Klappen und Fahrwerk im einzelnen verursacht wird [84]. Daher konzentrieren sich mittlerweile viele Entwicklungen auf die Verkleidung und Umformung dieser Komponenten [31].

2.1.8 Einzelmaßnahmen zur Lärmreduzierung bei Starts und Landungen

Zusätzlich wurde in den letzten Jahren mehr und mehr versucht, operationelle Maßnahmen zu erarbeiten, die eine Lärminderung bei An- und Abflügen im Flughafenbereich bewirken, wobei derzeit das größere Potential im Anflug gesehen wird [83]. Da früher angenommen wurde, dass die Lärmemissionen beim Start überwiegend vom Steigwinkel und dem Schub der Triebwerke, bei der Landung aber von der Route und damit vom Abstand zwischen Flugzeug und Bevölkerung beeinflusst werden, wurden die Optimierungen dieser beiden Situationen häufig getrennt voneinander entwickelt [36].

Bei der Entwicklung fluglärmmindernder Maßnahmen müssen jedoch immer gewisse Randbedingungen eingehalten werden. So darf die Lärmreduzierung nicht auf Kosten der Sicherheit sowohl der Passagiere und Besatzungsmitglieder als auch der Anwohner in der Umgebung eines Flughafens gehen [36]. Gerade bei stark ausgelasteten Flughäfen spielt zudem die Kapazität und damit die maximale Anzahl der Starts und Landungen eine wichtige Rolle, die von den Lärminderungsmaßnahmen nach Möglichkeit nicht beeinflusst werden sollte. Aus Sicht der Fluggesellschaften ist es nicht wünschenswert, wenn der Passagierkomfort von restriktiven Vorgaben betroffen ist. Die operationellen Einschränkungen bei der Flugführung erstrecken sich beispielsweise darauf, dass Piloten Klappen und das Fahrwerk nur manuell einstellen können und Flugzeuge technische Grenzen beim Rollen, Nicken und maximale Steig- und Sinkraten haben sowie nur bis zu einem minimalen Kurvenradius fliegen können. Dazu kommen Geschwindigkeitsvorgaben innerhalb der TMA (Terminal Maneuvering Area - Nahverkehrsbereich eines Flughafens), die sowohl nach oben als auch nach unten Grenzen setzen.

Doch nicht jeder Autor ist der Meinung, dass Fluglärm in der Umgebung von Flugplätzen und Flughäfen ein ernstes Problem sei. So rechnet Conway [18] beispielsweise vor, dass ein kleines Flugzeug mit 200-300 PS schon aufgrund seiner viel geringeren Leistung deutlich weniger Lärm verursachen müsse als eine große Passagiermaschine mit bis zu 200.000 PS. Aus diesem Grund sei es „absurd“, wenn sich Betreiber kleinerer Flughäfen Gedanken zur Lärmreduzierung machten. Ergänzend schlug er vor, Flughafenplaner und Flughafenbauer sollten einfach etwas mehr an den Flughafen angrenzendes Land kaufen und dieses mit Bäumen bepflanzen. Auf diese Weise würden die Anwohner den Flughafen zumindest tagsüber nicht mehr wahrnehmen.

Im weiteren Verlauf dieser Arbeit wird zwischen Flugverfahren (Procedure) und Streckenführung (Routing) unterschieden. Unter dem Begriff „Flugverfahren“ versteht man allgemein das sequentielle Herstellen flugphasentypischer Konfigurationen mit Geschwindigkeit, Flughöhe, Steig- und Sinkraten, Klappenstellungen und Anstellwinkeln [119]. Mit „Streckenführung“ hingegen wird das Abfliegen einer in der Horizontalebene liegenden Route (Flight Track) unabhängig vom Flugverfahren bezeichnet. Streckenführung und Flugverfahren stehen jedoch immer im Zusammenhang, da Flugleistungen häufig streckenbestimmend sind und Streckenführungen manchmal spezielle Flugverfahren nicht zulassen.

2.2 Lärmreduzierende Anflugverfahren

Die gestiegene Anzahl von Flugbewegungen und das erhöhte Umwelt- und Lärmbewusstsein der Bevölkerung fordern von den Flughafenbetreibern und den Fluggesellschaften die Entwicklung neuer Anflugverfahren, die die Lärmbelastungen der in den Einflugschneisen wohnenden Menschen reduzieren. So wurde der Standardinstrumentenanflug hinsichtlich lärmrelevanter Parameter modifiziert. Instrumentenanflüge werden allgemein in mehrere Abschnitte eingeteilt [97]. Als erstes wird ein Flugzeug auf der Einflugstrecke (Arrival Route) vom Air Traffic Services (ATS) Routennetz zum IAF (Initial Approach Fix) geführt, von dem aus der eigentliche Anflug beginnt. Der Anfangsanflug (Initial Approach) beschreibt das Segment vom IAF auf die verlängerte Anfluggrundlinie zum IF (Intermediate Fix). Der Zwischenanflug (Intermediate Approach) wird zur Stabilisierung des Flugzeugs benötigt und befindet sich häufig auf der Anfluggrundlinie (Final) bis zum FAF (Final Approach Fix). Hier beginnt der Endanflug (Final Approach) bis zum Aufsetzpunkt an der Landebahnschwelle. Kommt es, beispielsweise durch eine unzureichende Landebahnsicht, zum Fehlanflug (Missed Approach), wird ab dem MAPt (Missed Approach Point) das Fehlanflugverfahren eingeleitet.

Das möglichst schnelle Erreichen einer stabilen Fluglage in Landekonfiguration ist das Ziel des Standard Anflugverfahrens. Das bedeutet jedoch ein frühzeitiges Ausfahren der Slats und Flaps (Landeklappen an den Vorder- und Rückseiten eines Flügels), die geschwindigkeitsabhängig viel Lärm in Form von Pfeifgeräuschen verursachen und darüber hinaus durch eine Vergrößerung des Luftwiderstandes in einem erhöhten Schub mit größerer Triebwerksdrehzahl resultieren. Die von der Flugzeughülle verursachten Geräusche liegen größtenteils in dem Frequenzbereich zwischen 2 und 30 kHz [134], doch gibt es für unterschiedliche Komponenten und Flugzeugtypen auch charakteristische Frequenzen. Laborversuche des DLR in Zusammenarbeit mit EADS Airbus und dem DNW-LLF⁶ zeigten beispielsweise an einem Airbusflügel, dass Slats und Flaps bei 800 Hz und Flaps zusätzlich noch bei 1600 Hz Schallpegelmaxima aufweisen [19].

Die engen nationalen und internationalen flugbetrieblichen und flugsicherungstechnischen Vorgaben lassen für die Entwicklung und Anwendung von lärmmindernden Anflugverfahren nur wenig Spielraum. Die Maßnahmen zur Fluglärmreduktion betreffen seitens der Flugführung zumeist die ersten beiden Anflugsegmente Initial sowie Intermediate Approach und bezüglich des Luftfahrzeugs die Anflugkonfiguration und den Abbremsvorgang nach dem Aufsetzen [44]. Nach Mensen [97] gibt es heute bereits

⁶DNW-LLF: Deutsch-Niederländischer Windkanal - Large Low Speed Facility

einige gängige lärmindernde Anflugverfahren, die - teilweise jedoch mit erheblichen Einschränkungen - auch eingesetzt werden.

Messungen in der Umgebung von Flughäfen haben gezeigt, dass beim Anflug die mittlere Lärmbelastung eines Flugzeugtyps mehr von der lückenlosen Anwendung lärmärmer Anflugverfahren als vom Flugzeugtyp selbst abhängt [14].

2.2.1 Standard Anflugverfahren

Beim Standard Landeanflug handelt es sich um ein jahrelang erprobtes und bewährtes Verfahren für strahlgetriebene Verkehrsflugzeuge [119]. Entwickelt wurde das Verfahren bei der Einführung der Düsenmaschinen im zivilen Flugverkehr, um auf die speziellen operationellen Anforderungen dieser Flugzeuge einzugehen.

Charakteristisch für das Standard Anflugverfahren ist das frühzeitige Erreichen einer stabilen Landekonfiguration mit dem Flugzeug (Abbildung 2.1, durchgezogene Linie). Der Pilot kann sich auf den Endanflug konzentrieren und hat genügend Zeit, Korrekturen an der Fluglage durchzuführen. Durch die frühe Stabilisierung in der Endanflugkonfiguration wird aber eine längere Flugstrecke mit entsprechend eingestellten Klappen geflogen, die wiederum einen erhöhten Luftwiderstand bewirken. Der daraus resultierende Geschwindigkeitsverlust wird durch eine erhöhte Triebwerksleistung ausgeglichen [97]. Dieses Verfahren gewährleistet beim Anflug größtmögliche Sicherheit und stellt damit bezüglich der Sicherheitsanforderungen die Referenz aller zur Fluglärmreduzierung modifizierten Verfahren dar.

Durch den erhöhten Triebwerksschub in Verbindung mit gesetzten Klappen und einer längeren Überflugdauer als Folge einer niedrigen Überfluggeschwindigkeit ist das Standard Anflugverfahren im Verhältnis zu neueren Prozeduren vergleichsweise laut. Es wird jedoch auch heute noch überall dort eingesetzt, wo der entstehende Fluglärm nicht so relevant ist - beispielsweise bei Anflügen über Wasser - oder die lärmärmeren Verfahren aus Sicherheitsgründen - beispielsweise bei schlechter Sicht oder starkem bis böigen Windverhältnissen - nicht angewandt werden können [119].

2.2.2 Low Drag - Low Power

Das heute bereits sehr häufig eingesetzte Low Drag - Low Power Anflugverfahren (LDLP)⁷ basiert auf der Idee, die Endanflugkonfiguration bedeutend später als beim Standardanflugverfahren einzunehmen, denn durch einen verringerten Luftwiderstand wird auch eine geringere Antriebsleistung benötigt. [97]. Eine spätere Endanflugkonfiguration bedeutet allerdings auch, dass sich ab dem OM (Outer Marker)⁸ in einer Flughöhe von ca. 1000 ft über Grund, in der ein Flugzeug eigentlich bereits stabilisiert sein sollte, der Arbeitsaufwand für den Piloten erhöht, da er das Luftfahrzeug innerhalb kurzer Zeit durch Schub, Geschwindigkeit und Trimmung stabilisieren muss. Die reduzierte Schallemission in Kombination mit der verringerten Schalleinwirkungszeit wird durch die widerstandsarme Flugkonfiguration (Clean Configuration) erreicht. Das LDLP Verfahren besitzt dementsprechend sein größtes Lärminderungspotential in den Anflugsegmenten Initial- und Intermediate Approach.

⁷Wird manchmal auch als Low Power - Low Drag Verfahren (LPLD) bezeichnet.

⁸Voreinflugszeichen, das sich ca. 4 NM vor der Landebahnschwelle befindet. Spätestens am OM muss sich ein Flugzeug beim ILS-Landeanflug (Instrumentenlandesystem) auf dem Gleitpfad befinden.

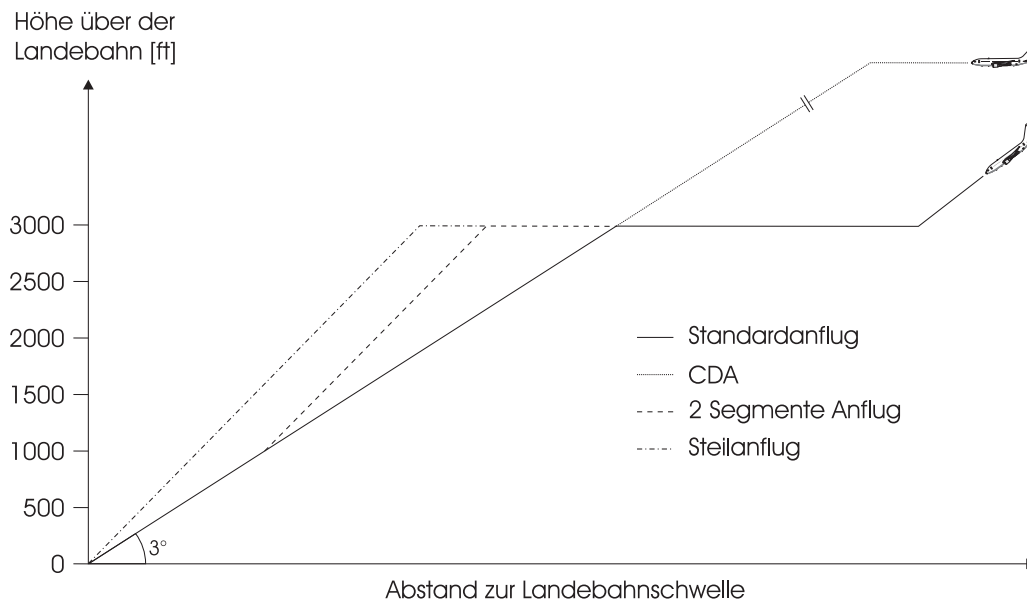


Abbildung 2.1: Schematische Darstellung der Höhenprofile ausgewählter lärmreduzierender Landeverfahren ohne Berücksichtigung des Schubes und der Geschwindigkeit.

2.2.3 Continuous Descent Approach

Je niedriger ein Flugzeug fliegt, desto größer ist die resultierende Lärmkontur. Durch den Verzicht auf einen relativ niedrigen Zwischenanflug oder zumindest durch ein Erhöhen der Zwischenanflughöhe wird beim Continuous Descent Approach (CDA) deshalb versucht, den Lärmteppich, der bei diesem Verfahren entsteht, zu umgehen oder zumindest signifikant zu verkleinern [147]. Beim „kontinuierlichen Sinkflugverfahren“ wird das Luftfahrzeug von der Anflugkontrolle mithilfe des Radar geführt und für einen kontinuierlichen Sinkflug entweder bis zu einer festgelegten Zwischenanflughöhe oder direkt bis zur Landebahnschwelle freigegeben [97]. Von diesem Verfahren existieren mittlerweile unterschiedliche Abstufungen. Dies bezieht sich insbesondere auf die Höhe und die Länge des Zwischenanfluges, da dieser oftmals für den Geschwindigkeitsabbau des Luftfahrzeugs benötigt wird. Sollte es bedingt durch die Luftraumstruktur, der Staffelung oder durch Hindernisse Vorschriften geben, die Flugzeuge auf eine zusätzliche Zwischenanflughöhe oberhalb der eigentlichen CDA-Höhe zu führen, sollten diese durch entsprechende Anweisungen so rechtzeitig aufgehoben werden, dass der kontinuierliche Sinkflug mit standardmäßig 300 ft/NM ohne Unterbrechung durchgeführt werden kann (Abbildung 2.1, gepunktete Linie). Im Idealfall wird dem Piloten vom Fluglotsen bereits auf Reiseflughöhe ein Punkt vorgegeben, ab dem das Flugzeug in den kontinuierlichen Gleitsinkflug übergeht (TOD - Top of Descent) und dabei die Triebwerke im Idle (Leerlauf) lässt. So wird die Lärmemission zum einen durch den fehlenden Zwischenanflug in einer lärmrelevanten Flughöhe und zum anderen durch die Triebwerke im Leerlauf herabgesetzt. Allerdings ist der CDA-Anflug auch sehr windanfällig, da Wind zu einer größeren Unsicherheit bei der Ankunftszeit an der Landebahnschwelle führt.

Entsprechend wird die Effektivität des CDA von verschiedenen Flughafenbetrei-

bern unterschiedlich bewertet. Flughäfen, die eine Standard-Zwischenanflughöhe bei 2000 ft hatten (z.B. bis 1999 in Amsterdam/Schiphol üblich) und diese auf 3000 ft oder 4000 ft erhöhten, erreichten mit einer geringen Mehrbelastung der Fluglotsen eine deutliche Verringerung des Fluglärms (und nennen dies einen CDA-Anflug). Flughäfen hingegen, an denen regulär die Zwischenanflughöhe bei 4000 ft lag und die nun auf einen CDA ohne Zwischenanflughöhe umgestiegen sind, verzeichnen lediglich einen geringe Verbesserung bei der Fluglärmreduzierung und müssen dafür einen teilweise deutlichen Kapazitätsverlust durch eine vergrößerte Längsstaffelung und eine erhöhte Arbeitsbelastung für die Fluglotsen hinnehmen [37].

Das Problem des erhöhten Arbeitsaufwandes des Lotsen, der dem Luftfahrzeug zum Durchführen dieses Verfahrens eine geeignete Anflugstrecke freihalten muss, deren Länge von der Anflughöhe, der Sinkrate und der vorgeschriebenen Anfluggeschwindigkeit des Flugzeugtyps abhängig ist, wurde ohne Einbeziehung neuer oder erweiterter Navigationshilfen noch nicht ausreichend gelöst [32]. Erschwerend für den Lotsen kommt hinzu, dass die Flugroute aus Lärmschutzgründen zwischen den am dichtesten besiedelten Gebieten hindurchgeführt werden sollte. Die großen flugzeugtypischen Unterschiede bei der Geschwindigkeit im Sinkflug ohne Einsatz der Triebwerke führen jedoch dazu, dass die Staffelung zwischen den anfliegenden Flugzeugen häufig vergrößert werden muss. Durch die größeren Sicherheitsabstände sinkt allerdings die Landebahnpkapazität erheblich, in einigen Fällen bis auf die Hälfte im Verhältnis zum Low Drag - Low Power Anflugverfahren. So berichtet Erkelenz [35] beispielsweise, dass bei Versuchen mit dem CDA auf der Landebahn 06 am Flughafen Schiphol/Amsterdam die durchschnittlichen Landeintervalle von 1.8 auf 4 Minuten anstiegen. Eine Auswertung von Flugspuren zeigte deutlich, dass sich sowohl die vertikale als auch die horizontale Streuung der Anflugstrecken um die Idealroute beim CDA gegenüber dem Standardanflugverfahren deutlich erhöht hatte [37]. Dies wurde insbesondere auf fehlende Piloten- und Lotsenunterstützungssysteme für die speziellen Anforderungen des CDA zurückgeführt.

2.2.4 Advanced Continuous Descent Approach

Ein großes Problem bei der konsequenten Anwendung von CDA-Anflügen ist der erhöhte Arbeitsaufwand für die Lotsen, der durch eine intensivere Betreuung der Piloten im Landeanflug verursacht wird. Bedingt durch die Luftraumstruktur in der Umgebung von Flughäfen können lange Sinkflüge ohne horizontale Zwischenanflüge häufig nur mit mehreren Kurven durchgeführt werden. Durch die unterschiedlichen Geschwindigkeiten der Flugzeuge und einer gewissen Streuung bei der Genauigkeit der Kurvenflüge müssen die Sicherheitsabstände zwischen den ankommenden Fluggeräten erhöht werden (vgl. Abschnitt 2.2.3). Um den Lotsen beim Einfädeln von landenden Flugzeugen im Gleitflug zu unterstützen, wurde in den Niederlanden ein Unterstützungssystem entwickelt, dass ihm durch „ghosting“ eine optische Hilfe auf dem Radarschirm projiziert [137]. Dazu wird das Final auf dem Bildschirm grafisch verlängert und das ankommende Flugzeug, das bis zur Landebahnschwelle noch eine oder mehrere Kurven fliegen muss, im Verhältnis zu seiner aktuellen Position und Geschwindigkeit an die Stelle des Endanfluges abgebildet, wo es sich aufgrund seines aktuellen Abstandes zur Landebahnschwelle befinden würde, wenn es das Final bereits erreicht hätte [35]. Auf diese Weise können Flugzeuge von den Lotsen leichter

im Reißverschlussverfahren zusammengeführt werden. Dazu ist jedoch auch noch das niederländische Unterstützungssystem 4-D RNAV erforderlich. Es berechnet einen 4-dimensionalen Flugweg mit Positionen und Zeiten, bevor ein Flugzeug in den CDA geführt wird. Die Vorhersagen beruhen dabei auf den Einstellungen der Klappen, der Fluggeschwindigkeit und den aktuellen Windverhältnissen.

Genau genommen handelt es sich beim Advanced Continuous Descent Approach (ACDA) also nicht um ein eigenes lärmarmes Anflugverfahren, sondern lediglich um einen CDA, der durch ein Lotsenunterstützungssystem erweitert wurde. Aus Sicht der Piloten ist ein ACDA hinsichtlich der Anflugstrecken beziehungsweise Triebwerks- und Klappenstellungen identisch mit einem CDA-Anflug.

2.2.5 Steep Approach

Beim Steilanflug (Steep Approach) handelt es sich um einen Landeanflug, der anstelle der üblichen 3° mit einem Gleitwinkel von 5° oder auch 6° durchgeführt wird (Abbildung 2.1, Strich-Punkt Linie). Der maximale Sinkwinkel wird dabei von dem maximal erzeugbaren aerodynamischen Widerstand und dem erforderlichen Schubniveau begrenzt [126]. Durch den steileren Endanflug verringert sich zum einen die Flugstrecke in lärmrelevanten Höhen, und zum anderen wird der Triebwerkslärm durch die Drosselung der Triebwerksleistung reduziert, sodass sich die Lärmkontur im Bereich der Einflugschneise verkleinert [55]. Dieses Verfahren ist jedoch nicht unproblematisch, da durch hohe Sinkraten in Bodennähe und die reduzierten Möglichkeiten zum Geschwindigkeitsabbau während des steilen Anfluges die Arbeitsbelastungen für die Piloten erheblich steigen. In den Niederlanden wurde deshalb mit einer Art Zwischenlösung experimentiert, bei der der ILS-Gleitpfad auf 3.2° gesetzt wurde [110]. Messungen in der Umgebung des Flughafens Schiphol/Amsterdam zeigten allerdings, dass sich in bestimmten Bereichen der Fluglärm dadurch nicht reduzieren ließ, sondern teilweise sogar anstieg [120]. Dazu kam das Problem, dass die automatischen Landesysteme verschiedener Flugzeugtypen für diesen Anflug neu zertifiziert werden müssten [35]. Bereits Anfang der siebziger Jahre wurden in Deutschland bord- und bodenseitige Landeunterstützungssysteme entwickelt, die präzise Steilanflüge auf gekrümmten Anflugbahnen automatisch und unter allen Wetterbedingungen durchführen können [127]. Erstaunlicherweise wurden diese Entwicklungen nie in die tägliche Praxis übernommen.

2.2.6 Two Segment Approach

Beim Zwei Segmente Anflug (Two Segment Approach - TSA) wird der Landeanflug dem Namen entsprechend in zwei Segmente mit unterschiedlichen Gleitpfadwinkeln unterteilt (Abbildung 2.1, gestrichelte Linie). Im ersten Teil wird von der Zwischenanflughöhe (Initial Approach Altitude) der Gleitpfad mit 6° angeflogen, um dann ab 1000 ft (ca. 300 m) über Grund in den üblichen 3° Gleitpfad abzuflachen [97]. Die Fluglärmminderung wird zum einen durch den steileren Anflug im ersten Segment erreicht, da sich dort der Abstand zwischen Luftfahrzeug und Boden erhöht hat. Zum anderen werden die Triebwerke durch die reduzierte Triebwerksleistung im Leerlauf-

schub gefahren und damit leiser. Doch bereits Flugversuche der DFVLR⁹ im Jahr 1973 zeigten, dass ein lärmwirksamer 2-Segment Approach-Anflug nur mit technisch entsprechend ausgerüsteten Flugzeugen durchgeführt werden kann [55]. Auch heute noch ist dieses Verfahren umstritten, da es eine Reihe kritischer Aspekte beinhaltet [119]. Dazu gehören

- eine hohe Sinkrate in Bodennähe
- Konfigurationsänderungen in Bodennähe
- die Gefahr der Gleitpfadunterschreitung beim Segmentübergang
- ein problematischer Geschwindigkeitsabbau auf dem steilen Bahnsegment
- eine hohe Leerlaufleistung bei Triebwerken mit großem Bypass-Verhältnis¹⁰ erschwert den steileren Anflug im 6^o Segment
- durch das Setzen der Landeklappen wird eine flugtechnisch ungünstige Konfiguration von hohem Luftwiderstand und gleichzeitigem Leerlaufschub eingenommen, da ein Anfliegen im Leerlaufschub durch die längeren Hochlaufzeiten der Triebwerke beim Durchstarten (Go Around) von Nachteil ist
- erhöhte Kosten durch die Installation einer zusätzlichen Navigationshilfe am Boden (2. Gleitpfadsender).

Untersuchungen am Massachusetts Institute of Technology (MIT) über die Akzeptanz und Durchführbarkeit der einzelnen Landeverfahren haben insbesondere beim 2-Segment Approach erhöhte Schwierigkeiten bei der Durchführbarkeit gezeigt [61]. 16 Piloten und Copiloten flogen dazu in einem Boeing 747-400 Simulator den Flughafen London/Heathrow mit unterschiedlichen Verfahren an. Es zeigte sich, dass die Piloten beim TSA - gegenüber einem Standardanflug, dem LDLP bzw. dem CDA - mit Abstand die größten Fehler bei der Einhaltung des vorgeschriebenen Flugweges machten. Auch bei der persönlichen Bewertung wurde der TSA als mehr oder weniger schlecht durchführbar eingeschätzt.

Aus diesen Gründen hat sich das 2-Segment Approach-Landeverfahren trotz seiner unbestrittenen positiven Lärmwirksamkeit in der Praxis bis heute noch nicht durchgesetzt.

2.2.7 Delayed Flap Approach

Beim Delayed Flap Approach sollten die Landeklappen und das Fahrwerk erst bei der spätest möglichen Gelegenheit ausgefahren werden [97]. Der beste Zeitpunkt für die jeweilige Konfigurationsänderung wird dabei aber nicht mehr vom Piloten alleine bestimmt, sondern mithilfe eines erweiterten Flight Management Systems (FMS) unter Berücksichtigung der Fluggeschwindigkeit, des Fluggewichts und der herrschenden Windverhältnisse berechnet. Durch die Reduzierung des Lärms an der Quelle kann

⁹Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt, Vorgänger des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR).

¹⁰Verhältnis aus Mantelstrahl und Kernstrahl bei einem modernen Mantelstromtriebwerk (vgl. Abschnitt 4.1 und Abbildung 4.3).

so eine Verkleinerung der Lärmkontur und damit eine Verringerung der Fluglärmbelastung erreicht werden. Doch wird eine rechnergestützte Flugführung zur Verhinderung des Überschreitens operationeller Grenzen empfohlen [119]. Die heute verwendeten Flight Management Systeme sind dazu jedoch noch nicht alle in der Lage, sodass es den Fluggesellschaften überlassen bleibt, ihre Piloten in Abhängigkeit ihres Ausbildungsstandes, des Flugzeugtyps und der Ausstattung der Bordcomputer anzuweisen, das Delayed Flap Approach-Landeverfahren zu fliegen.

Die Schwierigkeiten, die sich durch dieses Landeverfahren ergeben, sind ähnlich wie bei den bereits zuvor beschriebenen Verfahren. So ist es für den Piloten problematisch, innerhalb des letzten nur 10 NM langen Endsegments die Geschwindigkeit abzubauen und dabei gleichzeitig die stabile Endanflugkonfiguration erst in einer Höhe von 500 ft einzunehmen. Dazu kommt eine flugtechnisch ungünstige Kombination aus hohem Luftwiderstand durch gesetzte Klappen (Final Flaps) bei gleichzeitigem Leerlaufschub in Bodennähe. Dies erschwert auch dem Lotsen die Arbeit, da er Flugzeuge mit hohen Geschwindigkeitsunterschieden eng staffeln muss. Auf der anderen Seite wird mit diesem Verfahren nicht nur der Fluglärm reduziert, sondern steigt die Wirtschaftlichkeit durch den verringerten Treibstoffverbrauch und die geringere Triebwerksbelastung.

2.2.8 Reduced Flaps and Delayed Gear Approach

Der Flughafen Schiphol/Amsterdam hat mit einem Verfahren unter dem Namen „Reduced Flaps and Delayed Gear Approach“ bezüglich der Lärmreduzierung gute Erfahrungen gesammelt, da sich eine mittlere aber eindeutige Verkleinerung des Lärmteppichs nachweisen ließ [35]. Bei diesem Landeanflug wird mit einer jeweils um eine Stufe reduzierten Klappenstellung geflogen, sodass nicht mit Klappen in Landekonfiguration, sondern in Anflugkonfiguration auf der Landebahn aufgesetzt wird. Nach der Testphase wurde aber auf das spätere Ausfahren des Fahrwerks (delayed gear) aus Sicherheitsgründen verzichtet und das Verfahren damit auf ein Reduced Flaps Approach-Landeverfahren reduziert [110]. Es hat sowohl bei den Piloten als auch bei den Lotsen eine breite Akzeptanz gefunden und wurde in Schiphol deshalb zum Standard erhoben.

2.3 Lärmreduzierende Abflugverfahren

Der hauptsächliche Anteil am Fluglärm wird durch startende Luftfahrzeuge verursacht [119]. Gegenüber den Landeanflügen ist die Lärmentwicklung bei den Abflügen sehr stark vom Steigwinkel und dem Schub abhängig [36]. Simulationen haben gezeigt, dass insbesondere die eingestellte Triebwerksleistung den größten Anteil am Gesamtlärm eines startenden Flugzeugs hat [87]. Die standardisierten Abflugrouten werden Standard-Instrument-Departure Routes (SID's) genannt und sind für Deutschland im Luftfahrthandbuch der Deutschen Flugsicherung GmbH (DFS) festgelegt [23]. Sie werden sowohl über eine horizontale als auch eine vertikale Streckenführung definiert. Der tatsächliche Startablauf ist allerdings flugzeugtypenspezifisch und in seinen Einzelheiten im Flughandbuch (Airplane Flight Manual) des jeweiligen Herstellers festgeschrieben. Aus diesem Grund werden die Startverfahren ständig weiterentwickelt und

so zum einen den flughafenspezifischen Gegebenheiten und zum anderen dem Lärmverhalten beziehungsweise dem technischen Fortschritt beim Flugzeug- und Triebwerksbau angepasst [13].

Bis zu einer Flughöhe von 1500 ft über der Abflughöhe ist der Flugweg in Sektoren eingeteilt und wird als „Takeoff Flight Path“ bezeichnet [97]. Die Konfiguration ist dabei so vorgegeben worden, dass unter Annahme des Ausfalles eines kritischen Triebwerkes ein sich im Flugweg befindendes Hindernis mit der Mindestgeschwindigkeit v_1 in einem minimalen Steigwinkel sicher überflogen werden kann¹¹. Ansonsten muss die Abflugmasse entsprechend begrenzt werden.

2.3.1 Das ATA-Startverfahren

Allgemein kann der Startvorgang folgendermaßen umschrieben werden: Der erste Teil wird Takeoff Run (Beschleunigungsphase) genannt. Das ist der Weg vom Startrollpunkt bis zum Erreichen der Rollgeschwindigkeit, bei der das Bugrad angehoben wird (Rotationsgeschwindigkeit). Von dort wird weiter beschleunigt, bis die sichere Flugeschwindigkeit $v_2 + 10/20$ kn in 35 ft Höhe über der Runway erreicht wird¹². Es folgt das erste Steigsegment vom Beginn des Abhebens bis an den Punkt, an dem das Fahrwerk vollständig eingefahren ist. Das 2. Segment wird mit dem Beginn des Klappeneinfahrens beendet, wobei dieser Punkt u.a. in Abhängigkeit von möglichen Flughindernissen definiert wird. Das 3. Segment geht dann bis zu dem Punkt, an dem die Enroute-Konfiguration erreicht wird, um dann in das letzte (Final) Segment überzugehen, das bis zu einer Höhe von 1500 ft über Startbahnhöhe verläuft. Innerhalb dieses Verfahrens gibt es allerdings eine breite Streuung, da der charakteristische Parameter die Abflugmasse ist und damit die absoluten Start- und Steigflugleistungen der verschiedenen Flugzeugtypen variieren [119].

Diese ATA-Startverfahren genannte Prozedur stellt heute den Standard in der flugbetrieblichen Praxis dar, da es sich durch die nur relativ kurz eingenommene widerstandsreiche Startkonfiguration mit den gesetzten Klappen als sehr wirtschaftlich erwiesen hat. Dadurch kann sowohl kraftstoff- als auch zeitoptimal geflogen werden [97]. Ein weiterer Vorteil ist, dass von Seiten der Flugsicherung keine besonderen Kontrollanweisungen notwendig sind. Deshalb wird dieses Verfahren heute als Referenz gegenüber allen modifizierten Verfahren herangezogen.

2.3.2 Das Cutback-Startverfahren

Auch bei den Startverfahren wurden lärmreduzierende Varianten entwickelt und teilweise in die tägliche Praxis übernommen. Diese Verfahren erreichen in Abhängigkeit der meteorologischen Verhältnisse und durch die damit verbundene unterschiedliche Schallausbreitung in vielen Fällen eine örtliche Lärmreduzierung. Ein Ansatz zur Lärminderung ist das horizontale Überfliegen der zu schützenden Gebiete mit reduziertem Schub, um so den Triebwerkslärm zu verringern. Bei diesem Verfahren wird der Steigflug mit erhöhtem Schub über besiedeltem Gebiet in der Umgebung eines

¹¹ v_1 ist eine vom Flugzeugtyp abhängige Decision Speed: Kommt es beim Startvorgang vor Erreichen der v_1 zu einem Triebwerksausfall, muss der Start abgebrochen werden, bei einem Ausfall oberhalb von v_1 muss der Start hingegen fortgesetzt werden [91].

¹² v_2 ist die 1.2-fache Stall-Geschwindigkeit in Takeoff-Konfiguration [91]. Die Stall-Geschwindigkeit ist die Geschwindigkeit, bei der ein Flugzeug aufgrund seines Auftriebs gerade noch fliegt.

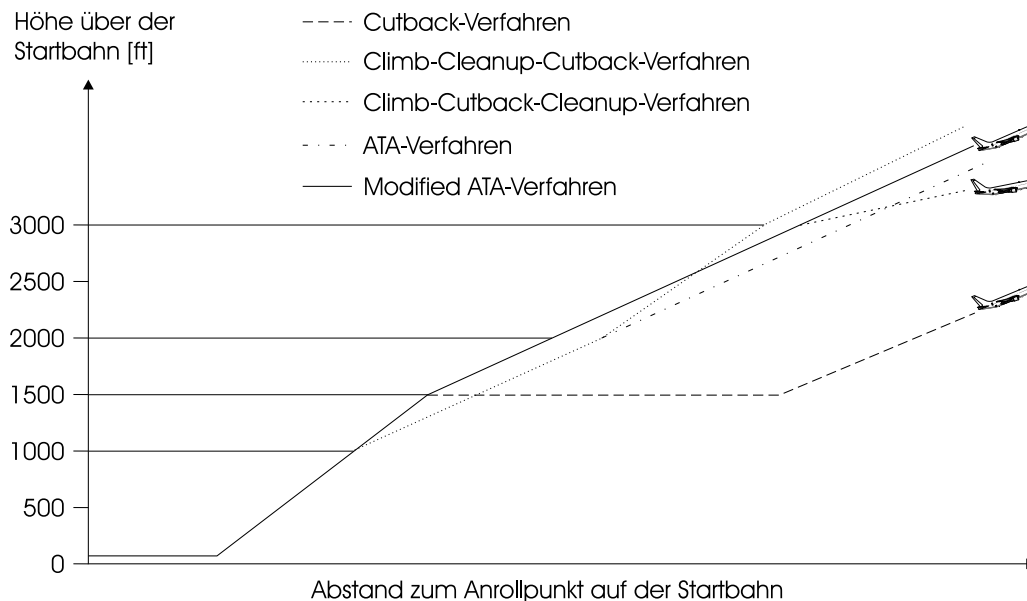


Abbildung 2.2: Schematische Darstellung der Höhenprofile ausgewählter lärmreduzierender Startverfahren ohne Berücksichtigung des Schubes und der Geschwindigkeit.

Flughafens zunächst unterbrochen und erst über unbesiedelten oder zumindest weniger besiedelten Gebieten fortgesetzt, doch die betroffenen Gebiete in der Umgebung werden dabei in einer relativ niedrigen Höhe überflogen (Abbildung 2.2, lang gestrichelte Linie). Das Cutback-Verfahren kann nur in Gebieten ohne höhere Hindernisse durchgeführt werden, da ansonsten ein gesicherter Überflug mit einem Mindestabstand nicht gewährleistet werden kann. Der Arbeitsaufwand für den Piloten erhöht sich beim Übergang vom ersten Steigflug in den horizontalen Bereich, da er ein Überspringen der Sollhöhe möglichst vermeiden sollte.

2.3.3 Das Climb-Cleanup-Cutback-Startverfahren

Bezüglich des Schubes wird mit dem Climb-Cleanup-Cutback-Verfahren genau das Gegenteil vom Cutback-Verfahren gemacht. Hier soll die Überschüssige Triebwerksleistung in eine größere Flughöhe umgesetzt werden, um so möglichst schnell eine große Distanz zwischen Emissions- und Immissionsort herzustellen (Abbildung 2.2, gepunktete Linie). Für den Piloten bedeutet das, unter Beibehaltung des Startschubes die Klappen frühzeitig einzufahren.

2.3.4 Das Climb-Cutback-Cleanup-Startverfahren

Eine Variation des Climb-Cleanup-Cutback-Verfahrens ist das Climb-Cutback-Cleanup-Verfahren, dass auch unter dem Namen IATA-Steilstartverfahren bekannt ist (Abbildung 2.2, kurz gestrichelte Linie). Im Gegensatz zum zuvor beschriebenen Verfahren wird hier nicht nur bis zu einer Höhe von 1500 ft, sondern durchgehend bis 3000 ft mit einer konstanten Fluggeschwindigkeit geflogen, bevor der Steigwinkel weiter reduziert wird und das Flugzeug in eine Beschleunigungsphase übergeht. Der Größenunterschied zwischen den jeweiligen Lärmkonturen ist für den Maximalpegel enorm, doch beim

zeitlich abhängigen Geräuschpegel *EPNL* (vgl. Abschnitt 5.6.4) ist kaum noch ein Unterschied zu erkennen [91]. Da aber das primäre Ziel der Fluglärmreduzierung nicht nur die Minimierung der am Erdboden immittierten Schallenergie, sondern auch die Minimierung der Schalleinwirkdauer ist, ist die Wirksamkeit dieses Verfahrens nicht unumstritten [119]. Der Nachteil des IATA-Verfahrens ist darüber hinaus ein höherer Treibstoffverbrauch und eine längere Flugzeit gegenüber dem Standard Verfahren (ATA-Verfahren). Diese Unterschiede resultieren im wesentlichen aus dem späteren Klappeneinfahren.

2.3.5 Das Modified ATA-Startverfahren

Neben den neuen Prozeduren existiert heute auch eine Variation des oben beschriebenen Standard-Startverfahrens mit der Bezeichnung Modified ATA (auch Modified Standard-Takeoff-Verfahren), bei dem gegenüber dem Standard-Verfahren bis 1500 ft und damit 1000 ft höher mit Climbout-Speed geflogen wird, wodurch eine insgesamt höhere Flugbahn in der Umgebung des Flughafens erzielt wird [98] (Abbildung 2.2, durchgezogene Linie). Der Leistungsüberschuss wird hauptsächlich für eine weitere Beschleunigung genutzt und so wird dieses Verfahren auch als „Schnellstart“ bezeichnet.

2.3.6 Der Reduced-Takeoff-Thrust-Start

Beim Reduced-Takeoff-Thrust-Start handelt es sich im Gegensatz zu den bisher beschriebenen Prozeduren nicht um ein eigenes Verfahren, sondern um eine Variation, die auf alle Abflugverfahren angewandt werden kann.

Bei günstigen meteorologischen Verhältnissen, einem geringen Abfluggewicht oder einer mehr als ausreichend langen Startbahn wird heute häufig auf den maximal zur Verfügung stehenden Schub verzichtet, wenn die reduzierte Triebwerksleistung zur Erfüllung der Mindestanforderungen an das Startprofil ausreicht [97]. Diese Flexible- oder Reduced-Takeoff-Thrust genannten Verfahren finden heute zunehmend Anwendung, wenn die operationellen Randbedingungen dies erlauben.

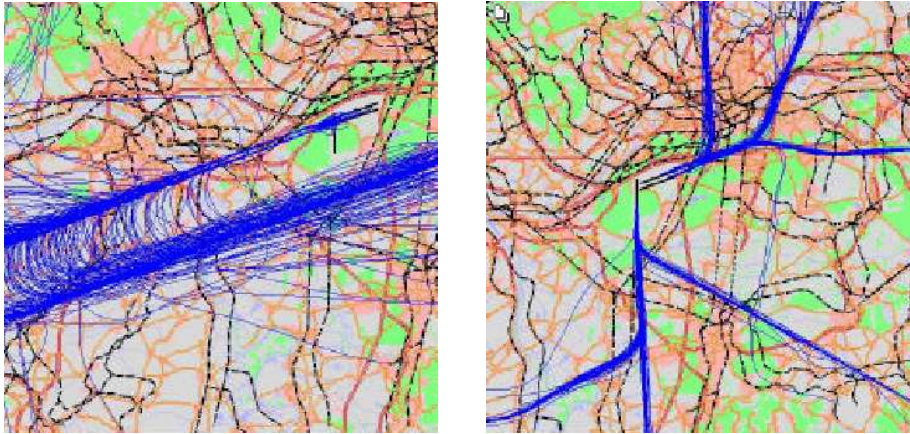
Kapitel 3

Routenoptimierung

Neben der Reduzierung des Lärms an der Quelle ist die Vergrößerung des Abstandes zwischen Flugzeug und der durch den Fluglärm betroffenen Bevölkerung eines der Hauptansatzpunkte zur Verminderung des Fluglärms. Zu diesem Zweck sind an vielen Flughäfen sogenannte Minimum Noise Routings eingeführt worden, um die Luftfahrzeuge auf lärmgünstigen An- und Abflugrouten zu führen beziehungsweise um eine besonders lärmungünstige Streckenführung nach Möglichkeit zu vermeiden [97]. Insbesondere während des Starts mit seinem hohen Schubbedarf ist die Lärmbelastung am Boden sehr groß. Lärmminderungsstrecken wurden in der Vergangenheit häufig mithilfe von Landkarten und intuitiven Verfahren festgelegt, ohne das quantifizierbare Maße zur Bewertung einzelner Strecken zur Verfügung standen [87]. So sind auch die heutigen An- und Abflugrouten hinsichtlich der Umweltbelastung an vielen Flughäfen noch weit von einem echten Optimum entfernt [36].

In den letzten Jahren hat es Ansätze gegeben, die Flugrouten sowohl der An- als auch der Abflüge in mathematische Gleichungen zu fassen und diese hinsichtlich eines Kriteriums zu optimieren. So entwickelte Visser 1994 ein Modell, mit dessen Hilfe er Trajektorien in der Umgebung von Flughäfen hinsichtlich eines energieabhängigen Gütekriteriums verbessern konnte [143]. Doch auch bezüglich der Lärmbelastung wurde versucht, die Flugstrecken zu optimieren. Die NASA hat bereits 1975 neben verschiedenen operativen Flugversuchen auch die unterschiedlichen An- und Abflugrouten im Hinblick auf die Lärmbelastung der Bevölkerung untersucht [52]. Die am San Jose Municipal Airport in Kalifornien durchgeführten Flugversuche hatten aber noch keinen methodischen Ansatz und beinhalteten keine Variationen, um leisere Strecken zu finden.

Bei der lärmreduzierenden Streckenführung gibt es allerdings erhebliche Unterschiede zwischen An- und Abflügen. Die Abflüge erfolgen auf den SIDs (Standard Instrument Departure Routes), die in Deutschland von der DFS geplant werden und mithilfe moderner Flight Management Systeme (FMS) von den Piloten sehr präzise abgeflogen werden können (Abbildung ??). Bei der Festlegung dieser Routen hat die Kommission zur Abwehr des Fluglärms (Fluglärmkommission) eine beratende Funktion [22]. Wurden bei der Planung der SIDs die Vorgaben wie Sicherheit, praktische Anwendbarkeit durch die Piloten und Lärmminimierung erfüllt, werden diese Abflugstrecken vom Luftfahrtbundesamt (LBA) per Rechtsverordnung veröffentlicht. Im Gegensatz dazu obliegt die Verkehrslenkung der Anflüge ausschließlich den Fluglotsen, die die anfliegenden Luftfahrzeuge unter Berücksichtigung der Sicherheitsabstände mit-



(a) Anflüge Frankfurt.

(b) Abflüge Frankfurt.

Abbildung 3.1: Flugspuren von An- und Abflügen am Flughafen Frankfurt [99].

hilfe von Radargeräten auf den Leitstrahl des Instrumentenlandesystems (ILS) zum Endanflug führen (vgl. Abschnitt 4.2). So wird die individuelle Anflugführung an verkehrsreichen Flughäfen sehr stark vom aktuellen Verkehrsaufkommen beeinflusst [119]. Durch Höhen-, Geschwindigkeits- und Richtungsanweisungen fädelt der Fluglotse die Luftfahrzeuge im Reißverschlussystem auf dem Final¹ zusammen und erreicht so eine laterale und vertikale Staffelung des landenden Verkehrs. Im operationellen Betrieb führt diese Radarführung (Radar Vectoring) dazu, dass die tatsächlich geflogenen Anflugstrecken um die Standard Arrival Routes (STARs) sowohl horizontal als auch vertikal deutlich streuen (Abbildung ??). Bereits 1976 zeigte Filotas [45], dass die vorhandene laterale Streuung der Trajektorien einen signifikanten Effekt auf den Fluglärm am Boden hat. Untersuchungen der EMPA [116] haben gezeigt, dass die Flugbahnen abhängig vom Flugzeugtyp am Flughafen Zürich/Kloten beim Gegenanflug bis zu 5 km horizontal auseinander liegen, beim Eindrehen auf das Final sogar bis zu 7 km.

Abbildung 3.2 zeigt Flugspuren aus der Umgebung des Flughafens Zürich/Kloten, die von Oktober bis Dezember 1996 aufgezeichnet wurden [80]. Es handelt sich dabei sowohl um An- als auch um Abflüge, die pro Flächeneinheit gezählt und entsprechend ihrer Überflughäufigkeit eingefärbt wurden². Die STARs (Standard Arrival Route) und SIDs (Standard Instrument Departure Routes) heben sich farblich klar heraus, doch wird auf der Abbildung ebenso deutlich, dass die Streuung um diese Routen recht breit sein kann.

Die Breite dieser Streuung hängt von den Wetterbedingungen, von den Flugzeugleistungsdaten, vom Startgewicht und von den navigatorischen Freiheiten innerhalb der Flugführungsrichtlinien ab. Aus diesem Grund existieren zwar Bereiche, innerhalb derer die Flugzeuge nach Möglichkeit zum Final geführt werden sollten, doch es gibt

¹Anfluggrundlinie, gerader Endanflug vor der Landebahn.

²Die Farben sagen hier nichts über eine Lärmbelastung aus, da die dargestellten Daten keine Informationen über die Flughöhen enthalten, die jedoch bei einer Betrachtung des Fluglärms essentiell sind.

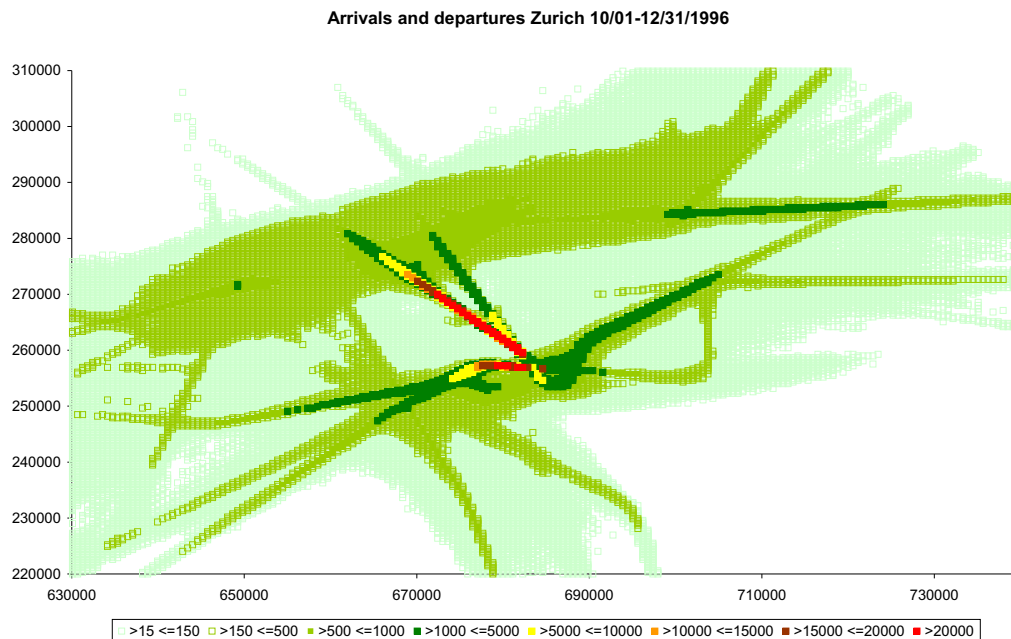


Abbildung 3.2: An- und Abflüge am Flughafen Zürich/Kloten, aufgezeichnet von Oktober bis Dezember 1996 [80].

keine streng vorgeschriebenen lärmreduzierenden Anflugrouten.

3.1 Optimierung von Abflugrouten

Der Verlauf der lärmgünstigen Abflugstrecken ist maßgeblich von den geographischen Gegebenheiten in der Umgebung eines Flughafens abhängig. Dazu gehören dicht besiedelte Gebiete mit lärmsensiblen Einrichtungen sowie Berge oder hohe Türme, die die Sicherheit bei niedriger Flughöhe nicht beeinträchtigen dürfen. Darüber hinaus werden ganz allgemeine Anforderungen an die Streckenführung gestellt, die zum einen von den physikalischen Eigenschaften der Flugzeuge und zum anderen mit der Zumutbarkeit an Piloten und Passagiere zusammen hängen [97]. Dazu gehören zum Beispiel:

- Bevor ein Luftfahrzeug nicht eine Mindesthöhe von 500 ft (ca. 150 m) über Grund erreicht hat, sollte jeder Kurvenflug vermieden werden.
- Während der Steigphase sollte der Rollwinkel (Seitenneigung) beim Kurvenflug 15° nicht übersteigen.
- Die Streckenführung entlang einer lärmreduzierten Flugroute muss ohne eine erhebliche Mehrbelastung für den Piloten fliegbar sein.

In den letzten Jahren wurden Verfahren entwickelt, um energie- oder lärmreduzierende Abflugrouten zu ermitteln. Um die vorhandenen Strecken mathematisch so zu optimieren, dass sie ohne Einschränkung der Sicherheit und der Fliegbarkeit festgelegt werden können, müssen jedoch eine ganze Reihe von Randbedingungen erfüllt sein.

Dazu gehören nach Leder [87] u.a., dass die berechneten Trajektorien vom Piloten und/oder Autopiloten fliegbar und insgesamt realistisch sind, die der Optimierung zugrunde gelegte Lärmberechnung am Boden sollten mit den Ergebnissen standardisierter Lärmberechnungsverfahren vergleichbar sein und in Abhängigkeit von der Bevölkerungsstruktur anerkannte Lärmkennwerte liefern. Die Optimierungsalgorithmen sollten schließlich noch sicher konvergieren und alles zusammen in einer überschaubaren Rechenzeit zu ermitteln sein.

Bei der Berücksichtigung der Belastung der Bevölkerung ist allerdings noch nicht ganz klar, ob die Streckenführung so gelegt werden sollte, dass Flugzeuge möglichst immer dünn besiedelte Gebiete überfliegen und so die Lärmbelastung für wenige Menschen stark erhöht [87], oder ob die Flugrouten über die mehr und weniger stark besiedelten Gebiete gleichmäßig verteilt werden, um niemanden zu benachteiligen [105]. Ob allgemein das Maß die Anzahl der Bewohner oder die Größe der betroffenen Fläche sein soll, bleibt damit vorerst unbeantwortet. Die Münchner Fluglärmkommission fordert allerdings, dass im unmittelbaren Nahbereich eines Flughafens eine deutliche Bündelung der Routen und weiter draußen eine breitere Streuung erfolgt [101].

3.1.1 Modell von Erzberger und Lee

Erzberger und Lee lieferten bereits 1969 einen Ansatz zur Optimierung von Abflugstrecken [38]. Allerdings konzentrierten sie sich dabei weniger auf den eigentlichen Weg über Grund, sondern berechneten einen zweidimensionalen vertikalen Flugverlauf. Aufgrund der damals eingeschränkten Rechnerkapazitäten wurden viele vereinfachende Annahmen getroffen, um die sich bei der Optimierung ergebenden Differentialgleichungen leichter diskretisieren und damit schneller berechnen zu können. Sie beschränkten sich bei ihrem Verfahren auf die Parameter Schub, Höhe und Geschwindigkeit und optimierten diese mithilfe einer zweidimensionalen Bewegungsgleichung für einen Massepunkt hinsichtlich einer minimalen Lärmbelastung am Boden. Zum weiteren einsparen von Rechenzeit teilten sie die Flugspur in zwei Abschnitte: Der erste Abschnitt reichte vom Startbahnanfang bis zum Beginn der lärmrelevanten Bereiche (meistens die Gebiete außerhalb des Flughafengeländes) und der zweite Teil beinhaltete dann den Überflug über eben diese Gebiete. Das Gütekriterium zur Optimierung orientierte sich dann anschließend nur an dem zweiten Abschnitt, doch die Grenze zwischen erstem und zweitem Teil war von eigentlich willkürlichen Festlegungen abhängig. Die eigentliche Lärmberechnung erfolgte nach den Berechnungsvorschriften der SAE [122]³ und lieferte als Ergebnis den Perceived Noise Level (PNL). Allerdings flossen keine Daten über die Besiedlungsdichte in die Optimierung mit ein, sodass das Ziel die allgemeine Lärmreduzierung unter dem Flugzeug war.

3.1.2 Modell von Jacobsen und Melton

Jacobsen und Melton stellten 1981 einen Arbeitsbericht der NASA vor, in dem sie die Möglichkeiten zur Optimierung von An- und Abflugtrajektorien für unterschiedliche

³Zusammenfassung bereits in den Jahren zuvor veröffentlichter Literatur über Fluglärmberechnung.

Flugzeugtypen unter Verwendung eines bevölkerungsabhängigen Lärmindizes aufzeigten [77]. Dieser Noise Impact Index *NII* genannte Wert stellte die gewichtete Summe der durch eine Trajektorie lärmbeeinträchtigten Menschen im Verhältnis zu allen betroffenen Menschen im Betrachtungsgebiet dar. Die Anwendung ihres Systems zielte direkt auf die Probleme der Lärmreduzierung mithilfe einer Lotsensteuerung ab, da die Zuweisung unterschiedlicher Flugstrecken den größten Einfluss auf die Lärmverteilung auf dem Boden hatte. Dies war insofern wichtig, da damals (wie auch heute noch) die Neuberechnung einer optimalen Anflugtrajektorie aufgrund einer etwas veränderten Verkehrssituation äußerst zeitaufwändig war. Bei den Abflügen gestaltete sich die Optimierung etwas einfacher, da diese Trajektorien weniger Randbedingungen aufwiesen und so leichter modifiziert und berechnet werden konnten.

Ein weiteres Problem bei der Generierung von Trajektorien waren die Vorgaben, dass die dadurch zustande kommenden Umwege weder „zu viel Zeit“ noch „zu viel Treibstoff“ verbrauchen durften, da ansonsten die Kosten für die Fluggesellschaften inakzeptabel wurden. Ihre Computerberechnungen basierend auf echten Verkehrssituationen aus der Umgebung von Verkehrsflughäfen zeigten vor allen Dingen, dass die Optimierungen von Trajektorien grundsätzlich einen geeigneten Ansatz zur Fluglärmreduzierung darstellten. Der Umfang der Verbesserung hing dabei von der Luftraumstruktur in der Umgebung des Flughafens, vom Verkehrsmix, allgemeinen Randbedingungen und dem verwendeten bevölkerungsabhängigen Lärmindex ab. Die von ihnen verwendeten und untereinander verglichenen Lärmindizes waren neben dem *NII* der *LWP*-Index (Level-Weighted Population) und der von ihnen entwickelte *HAPN*-Index (Highly Annoyed Population Number).

Der *LWP*-Index wurde durch eine Intensitäts-Wichtungsfunktion $W(L_{dn})$ charakterisiert, bei der die jeweiligen mittleren Tages- und Nachtlärmwerte ins Verhältnis zu der Anzahl der Einzelereignisse gebracht und entsprechend gewichtet wurden. Der kleinste dabei berücksichtigte Lärmwert war 55 dB, nach oben war die Grenze der höchste auftretende Lärmwert. Die gewichteten Lärmwerte wurden mit der Anzahl der Menschen, die einem bestimmten Lärmwert ausgesetzt waren, multipliziert und anschließend für alle betroffenen Menschen addiert, sodass sich pro Trajektorie jeweils ein Indexwert ergab. Beim *NII* wurde der *LWP* schließlich noch durch die Summe aller Menschen dividiert, die einem Lärmlevel oberhalb eines Grenzwertes (hier ebenfalls 55 dB) innerhalb des Untersuchungsgebietes ausgesetzt wurden. So stellte der *NII* eher ein Maß für die Belastung einzelner Personen im Betrachtungsgebiet dar und der *LWP* spiegelte die Gesamtbelastung aller betroffenen Menschen wieder. Im Gegensatz zu den beiden beschriebenen Indizes basierte der *HAPN*-Index zum einen auf dem Maximallärm eines Lärmereignisses und zum anderen auf einer veränderten Gewichtungsfunktion nach Kryter [85], in der wieder zwischen Tages- und Nachtbelastung unterschieden wurde. Die gewichteten Belastungen werden addiert und anschließend durch die gesamte Population im Betrachtungsgebiet dividiert. Eine detailliertere Beschreibung der Indizes befindet sich in Kapitel 6.

Zur Vereinfachung und Beschleunigung der Kalkulationen ersetzten sie verschiedene Flugzeuge, die sich auf denselben Trajektorien bewegten, durch ein äquivalentes Standardflugzeug, das über den Betrachtungszeitraum genauso viel Schallenergie abstrahlte, wie es die einzelnen Flugzeuge in der Summe getan hätten. Dies war möglich, da die schließlich verwendeten Indizes *NII* und *LWP* mit der 24-Stunden Energie-

summe arbeiteten. Der Vergleich dieser drei Indizes zeigte, dass der Verlauf einer optimierten Trajektorie vom verwendeten Index signifikant abhängig war. Bei den Untersuchungen von Jacobsen und Melton zeigte sich auch, dass der *NII* aufgrund seiner mathematischen Definition nur einen sehr schwachen Index für die Verbesserung einer Trajektorie im Hinblick auf die Lärmbelastung der Bevölkerung darstellte.

Das von ihnen entwickelte Modell wies insgesamt eine modulare Struktur auf, die es ihnen ermöglichte, einzelne Komponenten ab- oder zuzuschalten sowie Modifikationen an ihnen durchzuführen, ohne das Gesamtmodell zu verändern. So konnten Jacobsen und Melton bei Bedarf auch ein Kostenmodell für Treibstoff und Flugzeit einfügen, dass dann auch einen entsprechenden Einfluss auf die Trajektorienoptimierung hatte.

Eines der wichtigsten Ergebnisse war jedoch die Erkenntnis, dass nicht eine oder mehrere feste optimale Trajektorien für ein bestimmtes bevölkertes Gebiet existierten, sondern die optimalen Trajektorien stark vom Verkehrsmix und damit von der aktuellen Verkehrssituation abhängig waren. Eine mittel- oder gar langfristige Vorausberechnung von Flugwegen in der Umgebung eines Flughafens erwies sich damit als nicht sehr sinnvoll. Um die Rechenzeit zur Lösung der Bewegungsgleichungen zu verkürzen, reduzierten sie die komplexen Differentialgleichungssysteme durch eine Parametrisierung und eine strikte Begrenzung der analytischen Lösung auf die lineare dynamische Bewegungsgleichung für Flugzeuge [135]. Diese Technik erwies sich insbesondere für Anflugrouten als nützlich, da gerade bei diesen nur sehr begrenzte Rechenzeit zur Verfügung stand. Darüber hinaus war die Annahme eines Standardflugzeuges nicht nur bei der Berechnung unterschiedlicher Lärmwerte in Abhängigkeit verschiedener Lärmquellen von Vorteil, sondern generierte auch automatisch einen mittleren Lärmwert als Ergebnis einer sich ändernden Anzahl von Flugzeugen auf einer Trajektorie.

Die Schwierigkeiten bei der Suche nach einem globalen Minimum wurden durch das Ausnutzen der statistischen Streuung von Trajektorien überwunden. Diese Streuung limitierte die Ausdehnung auf alternative Gebiete (in der horizontalen Ebene), in denen nach signifikant besseren Flugstrecken gesucht wurde.

Das Rechengitter, durch das die Erdoberfläche repräsentiert wurde, legten sie so über die Untersuchungsgebiete, dass die Abstände in der Nähe der Flughäfen - wo die größten Lärmänderungen auf kleinstem Raum zu erwarten waren - am geringsten waren und sich mit dem Abstand zu den Start- und Landebahnen vergrößerten (Abbildung 3.3). Die kleinste Zellausdehnung (Abstand zwischen zwei Gitterpunkten) betrug direkt am Flughafen 400 m und wuchs mit jedem weiteren Gitterpunkt um den Faktor 1.3. Auf diese Weise konnten sie ein 1024 km² großes Betrachtungsgebiet durch lediglich 568 Gitterpunkte beschreiben (anstatt 6400), allerdings betrug der Abstand zwischen den Gitterpunkten am Rand des Gebietes dann bis zu 4 km. Jeder Gitterpunkt erhielt schließlich eine Einwohnerzahl für das entsprechende von ihm repräsentierte Gebiet.

Ein entscheidendes Problem bei den variablen Gitterabständen tritt jedoch bei zu großen Abständen zwischen den durch die Punkte repräsentierten Populationen auf. Das Gebiet zwischen den bewohnten Gitterpunkten ist rechnerisch „unbewohnt“, sodass eine optimierte Trajektorie unter Umständen zwischen zwei Punkten mit hohen Einwohnerzahlen aber einem großen Abstand hindurchgeführt werden konnte, obwohl die Gitterpunkte eigentlich Teil eines zusammenhängend besiedelten Gebietes waren.

Der eigentliche Arbeitsschwerpunkt von Jacobsen und Melton lag in der Entwicklung eines Trajektorienoptimierungsalgorithmus, der einerseits schnell genug war, dass er in einem Echtzeitsystem zur unmittelbaren Lotsenunterstützung eingesetzt werden

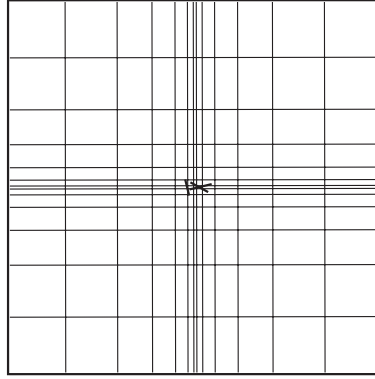


Abbildung 3.3: Schematische Darstellung des von Jacobsen und Melton verwendeten Gittermodells für die Erdoberfläche. Die Abstände zwischen den Gitterpunkten vergrößerten sich in Abhängigkeit von der Richtung mit der Entfernung zum Flughafen.

konnte, und andererseits alle flugtechnischen Randbedingungen einhielt. Zu diesen Randbedingungen gehörten neben den maximalen und minimalen Sink- und Steigwinkeln, den Geschwindigkeiten und den zu fliegende Kurvenradien auch die ungefähre Einhaltung der durch die Luftraumstruktur vorgegebenen An- und Abflugstrecken. Zu den Beschränkungen gehörten neben den flugdynamischen Parametern auch der Passagierkomfort, gesetzliche Vorgaben und Berücksichtigung der Belastung für die Piloten. Zusätzlich nahmen sie natürlich den Parameter Fluglärm in ihre Kriterien mit auf. Darüber hinaus sollte der Maximalpegel L_{Amax} einen Grenzwertpegel $L_{A,thresh}$ pro Gitterpunkt j nicht öfter als N_{max} -Mal innerhalb von 24 h überschritten werden. Überwacht wurde dieses Kriterium mithilfe des Ausdrucks

$$\sum_{i=N^*}^{N_f} \max[0, L_{Amax_i} - L_{A,thresh}]_{j \in J} \leq 0 \quad (3.1)$$

L_{Amax_i} : A-bewerteter Maximalpegel des i -ten Überfluges [dB]

$L_{A,thresh}$: A-bewerteter Grenzwertpegel [dB]

N^* : Index des ersten Überfluges nach N_{max} Überflügen mit $L_{Amax_i} \geq L_{A,thresh}$

N_f : Anzahl Überflüge innerhalb von 24 Stunden

j : Index des Gitterpunktes, der Teil der Randbedingung einer bestimmten Trajektorie ist (z.B. aus der Menge J)

Die Funktion summierte den „Lärm“ oberhalb des Schwellenwertes aller Überflüge auf, die pro Tag öfter als erlaubt den Maximallärmwert überschritten. Dieser Wert sollte Null sein, andernfalls floss er in die Negativbewertung der generierten Trajektorie ein.

Zur weiteren Beschleunigung der Kalkulationen wurde die Lärmberechnung als Gütefunktion der Optimierung auf ein reines Distanzmaß s reduziert:

$$EPNL = c_1 - c_2 \cdot \log_{10} s \quad (3.2)$$

$EPNL$: Effective Perceived Noise Level [EPNdB]

s : Abstand zwischen Emissions- und Immissionsort [m]

c_1 und c_2 : Flugzeugtypabhängige Konstanten

Die rechenintensiven Lärmausbreitungsparameter wie der Einfluss der Atmosphäre, der Fluggeschwindigkeit oder der Bodendämpfung wurden weggelassen, um die Rechenzeit in einen Bereich zu verschieben, der eventuell eine Echtzeit-Lotsenunterstützung im täglichen Arbeitsbetrieb zuließe. So wurde durch den dekadischen Logarithmus nur die geometrische Dämpfung berücksichtigt, die bei umfangreicheren Modellen von einer lärmspezifischen Referenzentfernung abhängig war, die hier durch c_2 angenähert wurde. Die Näherung des Referenzschallpegels erfolgte typenabhängig über c_1 .

Da alle drei betrachteten Lärmindizes den A-bewerteten Geräuschpegel L_A zur Belastungsberechnung benötigten (vgl. Abschnitt 5.2), hatten sie diesen über den Zusammenhang

$$L_A \approx EPNL - 13 \text{ dB} \quad (3.3)$$

berechnet. Bei dieser Abschätzung nach [85] nutzten sie den Zusammenhang einer vereinfachenden Annahme zwischen dem $EPNL$ und dem Perceived Noise Level PNL (vgl. auch Abschnitt 5.6.4). Aus dem tatsächlich gemessenen Lärmwert PNL ließ sich der $IPNL$ (Integrated Perceived Noise Level) berechnen, der unter Weglassung der für Fluglärm nicht erforderlichen Korrekturen den $EPNL$ ergab:

$$PNL \rightarrow IPNL \approx EPNL \quad (3.4)$$

Über die Abschätzung

$$PNL \approx L_A + 13 \text{ dB} \quad (3.5)$$

gelangten sie damit schließlich zu Gleichung 3.3.

Die flugzeugspezifischen Werte für die Konstanten c_1 und c_2 hatten sie aus der damaligen Version des Integrated Noise Model (Version 2 von 1979) der FAA [111] übernommen. Die Autoren merkten aber an, dass diese jedoch nur für eine bestimmte Geschwindigkeits-, Schub- und Klappenkombination galten.

Die Gütefunktion $f(\vec{x})$ zur Bewertung einer Trajektorie setzten sie schließlich folgendermaßen zusammen:

$$f(\vec{x}) = w_A A(\vec{x}) + \vec{\mu}^T \vec{P}(\vec{x}) \quad (3.6)$$

$A(\vec{x})$: Lärmbelastung (hier ausgedrückt durch den Index NII) [dB]

w_A : Lärmbelastungsgewichtung

$\vec{P}(\vec{x})$: Vektor der Kosten unterschiedlichen Kostenkriterien (neben dem Lärm)

$\vec{\mu}$: Vektor der Gewichtungen der Kosten

Durch die zusätzliche Gewichtung w_A wurde sichergestellt, dass unabhängig davon, wie eine Reduzierung der Gesamtkosten erreicht werden konnte, sie eher mit einer Reduzierung der Lärmbelastung verbunden war als mit der Senkung der anderen Kostenwerte. Dies galt natürlich nur, wenn sich die Parameter innerhalb ihrer gesetzten Grenzen bewegten.

Neben der Optimierung der Streckenführung wurden auch die Anflugwinkel bei den Landeanflügen mit in die Berechnungen eingefügt. Das Ergebnis sind dann die

zu erwartenden Strecken, die genau zwischen den einzelnen besiedelten Flächen hindurchführten, doch variierten die Sinkwinkel der einzelnen Streckenabschnitte anschließend zwischen 2.82° und 3.2° . Durch die unregelmäßigen Sinkratenkorrekturen würde in der Praxis der Arbeitsaufwand für Piloten allerdings enorm ansteigen.

Jacobsen und Melton konnten mit ihrem Ansatz zeigen, dass das Potential zur Fluglärmreduzierung durch entsprechende operationelle Vorgaben noch nicht ausgeschöpft wurde. Auf der Basis ihrer Methode boten sie ein Werkzeug an, um den Entscheidungsträgern vor Ort eine Hilfe bei der Bewältigung des Lärmproblems zu geben. Darüber hinaus konnte das Modell genutzt werden, um einen Flughafen innerhalb von bewohnten Gebieten so zu legen, dass das Fluglärmproblem von vornherein minimiert wurde. Für eine wirkliche Echtzeitverwendung bei Anflügen eignete sich ihr Modell noch nicht, da es feste optimale Trajektorien für einen bestimmten Tag berechnete, die nicht verlassen werden durften, was insbesondere bei der Lenkung des Anflugverkehrs nicht möglich war. Die Ursache für die Festlegung auf einen Tag war die Einbeziehung des Verkehrsmixes zur Kalkulation einer durchschnittlichen Tageslärmbelastung durch die Flugzeuge. Fallen nun ein oder gar mehrere Flüge aus oder müssen aufgrund widriger meteorologischer Bedingungen umgeleitet werden, konnten die für einen ganzen Tag vorausberechneten Trajektorien nicht nur eine deutliche Verschlechterung der Lärmsituation darstellen, sondern gegebenenfalls sogar einen Rückschritt gegenüber einer Lotsenführung ohne technische Unterstützung.

Ihre Untersuchungen über die Wirksamkeit und den Einfluss auf das Rechenergebnis der bis dahin entwickelten bevölkerungsabhängigen Lärmkriterien zeigte insgesamt aber sehr deutlich, dass es wohl niemals eine allgemeingültige „optimale“ An- oder Abflugstrecke geben wird, da die Indizes *NII*, *LWP* und *HAPN* alle auf einem subjektiven Höreindruck beruhen und dieser bei jedem Menschen unterschiedlich ausgeprägt ist [46].

3.1.3 Modell von Leder

Einen ähnlichen Ansatz zur Optimierung von Abflugstrecken zeigte Leder auf [87]. Er entwickelte ein Modell zur Optimierung von Flugtrajektorien unter Berücksichtigung eines bevölkerungsdichteabhängigen Gütekriteriums für Abflugstrecken. So ermittelte er auf der Basis einer Trajektorienrechnung die Lärmbelastung in der Umgebung eines Flughafens und berechnete einen Gütewert in Abhängigkeit der Besiedlungsdichte, der als Grundlage für eine Parameteroptimierung zur Anpassung des Flugweges verwendet wurde. Nach der Erstellung der Datenbasen für das Flugzeugmodell mit seiner akustischen Triebwerkscharakteristik generierte er aus den Elementen Bevölkerungszahl und Besiedlungsstruktur am Beispiel Frankfurt/Main ein Bevölkerungsdichtemodell. Die Schallimmissionsverteilung ermittelte er anschließend aus der Kombination von Flugsimulation und direkter Schallausbreitungsrechnung. Damit und mit der Bevölkerungsdichteverteilung bestimmte er anschließend die Lärmbelastung mit den von ihm entwickelten physiologischen Maßen *BFL* und *BFL_{AL}*.

Der Index „Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm“ (*BFL*) basierte auf dem Zusammenhang zwischen Lautheit und Schallpegel (vgl. Abschnitt 5.3). Die Lautheit ist im Gegensatz zum Schallpegel ein Maß, bei dem mit der Verdopplung des menschlichen Lautstärkeempfindens auch eine Verdopplung des Zahlenwertes verbunden ist.

Dieser Zusammenhang wurde von Kinsler mit einer empirisch ermittelten Formel ausgedrückt, die die ermittelten Lautstärkeempfindungswerte mit dem Schallpegel korrelierte [82]. Leder ersetzte für den BFL den Schallpegel durch den äquivalenten Dauerschallpegel $L_{eq(4)}$ (vgl. Abschnitt 5.7.1) und gewichtete diesen mit dem betroffenen Bevölkerungsanteil seines Untersuchungsgebietes.

Beim BFL_{AL} wurde dieser Ansatz von ihm erweitert, indem er neben einem Schallpegelbewertungsanteil L_{Ant} noch einen Pausenpegelanteil PP_{Ant} einfügte, der von Finke [46] entwickelt worden war:

$$BFL_{AL} = L_{Ant} - PP_{Ant} \quad (3.7)$$

BFL_{AL} : Bevölkerungs- und tageszeitabhängige Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm

L_{Ant} : Lärmanteil mit tageszeitlicher Antreffwahrscheinlichkeit und Bevölkerungsdichteabhängigkeit

PP_{Ant} : Pausenpegelanteil, ebenfalls tageszeit- und bevölkerungsdichteabhängig

Mit diesem Ansatz konnte berücksichtigt werden, dass die Belästigung durch eine Verkürzung der Ruhepausen zwischen einzelnen Überflugereignissen ansteigt. Für die Bevölkerungsdichteverteilung wurde in diesem erweiterten Ansatz nicht nur die Anzahl der Einwohner berücksichtigt, sondern auch eine tageszeitabhängige Antreffwahrscheinlichkeit der Menschen in ihren Wohnungen, denn durch eine zusätzliche Gewichtung konnte zwischen Tag, Abend und Nacht unterschieden werden. (Eine ausführliche Beschreibung des BFL und des BFL_{AL} befindet sich im Abschnitt 6.5.)

Da keine detaillierten Daten über die Bevölkerungsdichten für den Großraum Frankfurt vorlagen, ermittelte Leder die Daten selbst und verknüpfte diese mit seinem georeferenzierten Gitter. Die Verwendung von Dichtedaten hatte den Vorteil, dass so die Bevölkerungsverteilung kleinräumiger aufgeschlüsselt wurde, als wenn die Lage und die Gesamtbevölkerung der Städte im Untersuchungsgebiet betrachtet worden wären. Dies war für die Optimierung wichtig, da Rohrmann in einer Untersuchung gezeigt hatte, dass die dünner besiedelten Viertel von Großstädten keine höheren Hintergrundgeräusche aufwiesen als kleinere Städte [118].

Mit einer Verbesserung der Datenlage erlaubte es dieses Modell, die räumliche oder zeitliche Auflösung stufenlos zu verfeinern. Lägen detailliertere Daten über die Bevölkerungsverteilung zu unterschiedlichen Tageszeiten vor, so wären sie über die Parameter direkt berücksichtigt worden.

Leder setzte ein sinnvoll vereinfachtes Schallausbreitungsmodell ein, bei dem der Doppler-Effekt, die Abstrahlwinkeländerung aufgrund der Fluggeschwindigkeit, die Schallstrahlenbrechung und die Schattenzonen nicht berücksichtigt wurden, um die Rechenzeit erheblich zu verringern.

Für die eigentliche Optimierung untersuchte Leder das Powell-Verfahren und ein Verfahren basierend auf Evolutionären Algorithmen hinsichtlich ihrer Eignung bei der Parameteroptimierung für dreidimensionale fliegbare Trajektorien auf der Basis realistischer Flugmanöver. Das Powell-Verfahren stellte sich dabei als die geeignetere Rechenmethode hinsichtlich der Konvergenzgeschwindigkeit bei nahezu gleicher Konvergenzsicherheit heraus, sodass er unter Berücksichtigung des sehr hohen Rechenaufwandes eine Zielannäherung mit möglichst wenigen Zielfunktionsauswertungen

wählte. Ergänzt wurde sein Modell durch eine anwenderfreundliche graphische Bedienoberfläche mit Eingabe-, Anzeige- und Ausgabemöglichkeiten [88].

Zur Verifizierung seines Gesamtmodells lagen Leder keine kompletten Mess- oder Modelldatensätze aus der Literatur vor, anhand derer er seine Ergebnisse hätte vergleichen können, sodass er auf bekannte Werte der Einzelmodelle zurückgreifen und diese unabhängig voneinander abgleichen musste. Er verglich seine Resultate mit existierenden Lärmberechnungsansätzen und führte eine Plausibilitätskontrolle für die direkte Schallausbreitungsrechnung durch. Der Einfluss von Temperatur und Luftfeuchtigkeit bei der Schallausbreitung wurde mit aus der Literatur bekannten Werten verglichen und zeigte an den Beispielen normaler Sommertag, heißer Sommertag, normaler Wintertag und Wintertag mit Inversionswetterlage die zu erwartenden Kurven. Der Einfluss von Flughöhen-, Geschwindigkeits- und Schubprofilen auf die Schallausbreitung wurde ebenfalls mit aus der Literatur bekannten Werten abgeglichen. Durch Vergleiche untersuchte er die drei von ihm verwendeten Belastungskennwerte Sone-Verfahren, den Kennwert BFL_{AL} und die Methode nach Jacob (vgl. Abschnitt 3.2). Wie zu erwarten war, lieferten die ersten beiden Kennzahlen in Abhängigkeit der Flugzustandsänderungen und der unterschiedlichen Bevölkerungsdichteverteilung entsprechende Werte, wohingegen die Methode nach Jacob keine Rückschlüsse auf die verwendeten Parameter zuließ. Umfangreiche Versuche mit dem Modell zeigten, dass das physiologische Maß BFL_{AL} im Bereich mittlerer Bevölkerungsdichte die deutlichsten Steigerungen ermittelte, wohingegen die am dichtesten besiedelten Gebiete durch die Berücksichtigung der anzunehmenden Hintergrundgeräusche wie erwartet einen etwas geringeren Einfluss auf die Kennzahlen und damit auf das Optimierungsverhalten hatten.

Die Höhenprofiloptimierung wurde ausschließlich über die Parameter Flughöhe und Schub gesteuert. Hier zeigte sich, dass niedrige Schubwerte während des gesamten Starts den Gütewert senkten (und damit eine Verbesserung der Lärmsituation anzeigten). Diese wären in der Praxis allerdings nicht uneingeschränkt verwendbar. Die Optimierung der Höhenparameter führte zu einer Startprozedur, bei der direkt auf Steigschub reduziert wurde⁴, wohingegen bei den heute verwendeten Verfahren ein Steigen mit maximalem Steigwinkel bei Startschub üblich ist (vgl. Kapitel 2.3). Im direkten Vergleich von drei Startverfahren ermittelte Leder mit seinem Modell, dass das ATA Verfahren (Gütewert 24.543) etwas besser war als das modifizierte ATA Verfahren (Gütewert 25.553) und das IATA Startverfahren (Gütewert 25.604), doch die berechneten Unterschiede stellten sich als gering heraus.

Leders Untersuchungen zeigten, dass die Anzahl der freien Streckenparameter sowohl die Komplexität der Flugspur als auch die Höhe des erzielbaren optimalen Gütewertes beeinflussten. Bereits vier verwendete Parameter reichten aus, um eine signifikante Verbesserung der Lärmbelastung zu erzielen. Eine Erhöhung der Parameteranzahl führte häufig zur Entwicklung stärker gewundener Flugtrajektorien und das Verbesserungspotential wurde verstärkt von der Wahl des Start- und des Zielpunktes des zu optimierenden Trajektorienabschnittes abhängig (Abbildung 3.4). Durch die Erhöhung der freien Streckenparameter erhöhte sich allerdings auch der benötigte Rechenaufwand deutlich, sodass die Rechendauer zur Optimierung einer einzelnen Trajektorie von Minuten auf Stunden bis Tage (bei achtzehn Parametern) anstieg. Die Untersuchung von existierenden Minimum Noise Departure Routes mit vier Optimie-

⁴Der Steigschub ist geringer als der Startschub.

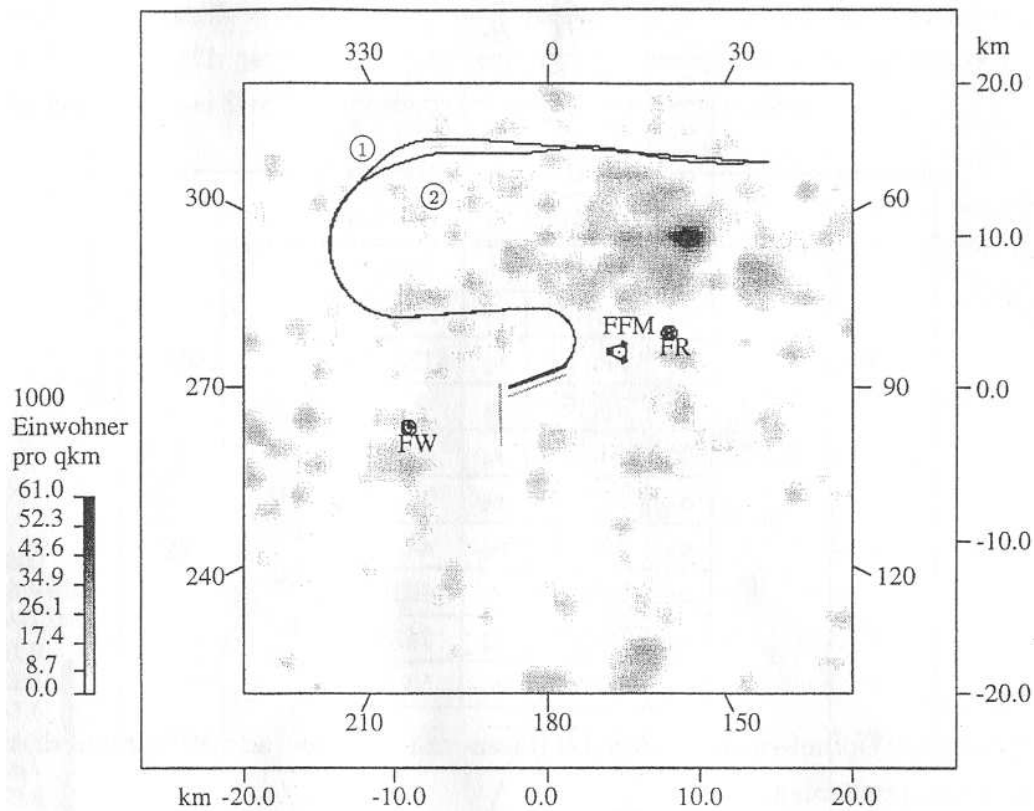


Abbildung 3.4: Optimierte Flugspur von der Startbahn 07L am Flughafen Frankfurt/Main zu einem Zielpunkt nordöstlich von Frankfurt für acht ① und achtzehn ② Streckenparameter (Quelle: [87]).

rungsparametern zeigten ein deutliches Verbesserungspotential gegenüber den damals aktuellen Flugstrecken. Leider stellte er in seiner Arbeit nicht dar, wie sich der optimale Verlauf der Flugspuren während der unterschiedlichen Tageszeiten, während der sich die Bevölkerungsdichte veränderte, verschoben, obwohl sein bevölkerungsabhängiges Lärmkriterium dafür sehr gut geeignet schien. Sein Vorschlag, dass Modell auszubauen und die Ergebnisse als Grundlage für die Planung von neuen Abflugstrecken zu verwenden, wurde von der DFS bereits aufgegriffen und unter dem Namen NIROS (Noise Impact Reduction and Optimization System) umgesetzt [24]. Mittlerweile unterstützt NIROS auch ein digitales Geländehöhenmodell, mit dessen Hilfe die Erdoberfläche nicht als ein flaches Gitter, sondern mit georeferenzierten Höhendaten berücksichtigt wird und damit mit den echten Abständen zwischen Flugzeug und Beobachter auf der Erdoberfläche rechnet [109].

Die lange Rechenzeit bei der Wahl einer optimalen Flugtrajektorie schränkt das Optimierungsverfahren bei seiner Verwendung auf Abflüge ein, da diese als Standardstrecken definiert und größtenteils unabhängig von der Verkehrssituation von den Piloten abgeflogen werden können. Kurzfristige Veränderungen, wie sie durch erhöhten Verkehr bei den Landeanflügen üblich sind, oder meteorologische Einflüsse können durch NIROS nicht erfasst und entsprechend berücksichtigt werden, da der Anflugverkehr dynamisch ist und einer ständigen Veränderung unterliegt. Die sehr recheninten-

siven Algorithmen, die sowohl für die eigentliche Parameteroptimierung als auch für die Lärmrechnungen zur Kontrolle der erzielten Verbesserungen abgearbeitet werden müssen, stellen auch heute noch einen limitierenden Faktor für eine Echtzeitverwendung dar.

3.2 Optimierung von Anflugrouten

Die Lärmentwicklung während des Landeanfluges ist hauptsächlich von der Route im Verhältnis zur Besiedlungsstruktur abhängig [36]. Der interessante Bereich, den es dabei zu untersuchen gibt, liegt zwischen dem Initial Approach Fix (IAF) und der Landebahnschwelle, da sich die Flugzeuge vor dem IAF in einer Höhe von über 2100 m (Flugfläche 70 und höher) befinden und damit mit Ausnahme besonderer Wetterlagen zu hoch sind, um am Boden als echte Störung empfunden zu werden⁵.

3.2.1 Modell von Jacob

1987 stellte Jacob [75] einen Ansatz zur Optimierung von Anflugtrajektorien hinsichtlich eines bevölkerungsabhängigen Lärmkriteriums mit einer windabhängigen Schallausbreitung vor, dass er später zusammen mit Deng [21] noch erweiterte. Sein Ziel war dabei allerdings nicht die Entwicklung eines Echtzeitsystems zur direkten Lotsenunterstützung, sondern er wollte auf der Basis der vorhergesagten Windverhältnisse die besten Trajektorien für jeweils einen Tag berechnen. Die Trajektorienoptimierung für Landeanflüge wurde in Abhängigkeit von der betroffenen Bevölkerung, des Windes und der aktuellen Temperatur durchgeführt. Als Startwert einer Optimierung nahm er die jeweiligen STARS eines Flughafens und verschob diese so innerhalb definierter Grenzen, dass der Verlauf der Hauptlärmbereiche möglichst zwischen die besiedelten Flächen gelegt wurde. Durch die Krümmung der Schallstrahlen bildeten sich bei der Schallausbreitung ab einer bestimmten Entfernung Lärmschattenzonen auf der Erdoberfläche aus, die in der Atmosphäre durch die Dichteunterschiede der Luft hervorgerufen und beeinflusst wurden [140] (vgl. Abschnitt 4.4.2). Den Verlauf dieser Lärmschattengrenzen berücksichtigte er in Form eines Gütemaßes bei der Berechnung einer Trajektorie.

Auf der Basis von flugmechanischen Kalkulationen stellte Jacob zunächst ein Verfahren zur Optimierung von Trajektorien vor, dessen Ergebnisse er anschließend mit einer zusammenfassenden Fluglärmrechnung als Gütefunktion bewertete. In einem dritten Schritt wurde die Lärmausbreitungsrechnung um einen Wind- und Temperaturfaktor erweitert. Die Fluglärmrechnungen basierten auf einer empirisch ermittelten Näherungsgleichung in Abhängigkeit vom Flugzeugtyp, sodass man für die Berechnungen auf deren spezifische Parameter angewiesen war. Das Ergebnis der Lärmrechnung ist ein zeitabhängiger Effective Perceived Noise Level $EPNL(t)$ in der Einheit EPNdB:

⁵Bei Inversionswetterlagen mit einer relativ hoch liegenden Grenzschicht kann der Fluglärm auch von Flugzeugen oberhalb von Flugfläche 70 zu einem Problem werden, da die Schallstrahlen bei einem positiven Temperaturgradienten in der Höhe nicht von der Erdoberfläche weg- sondern zu ihr hingebrochen werden [140]. Die Wirkung der Lärmreduktion durch die Entfernung und die Atmosphäre kann dadurch erheblich reduziert werden.

$$EPNL(t) = \frac{\sum_{k=1}^{N_C} E(k) \left[PNL_r + 25 \log \left(\frac{s_0}{s(k,t)} \right) + 52 \log \left(\frac{F(t)}{F_0} \right) + 20 \log \left(\frac{v_0}{v(t)} \right) \right]}{\sum_{k=1}^{N_C} E(k)} \quad (3.8)$$

$EPNL(t)$: Fluglärm als Effective Perceived Noise Level zum Zeitpunkt t [EPNdB]

N_C : Anzahl der besiedelten Gebiete im Betrachtungsgebiet

$E(k)$: Anzahl Einwohner in besiedeltem Gebiet k

PNL_r : Referenzschallpegel als Perceived Noise Level [EPNdB]

s_0 : Referenzabstand [m]

$s(k, t)$: Abstand zwischen Flugzeug und dem besiedelten Gebiet k zum Zeitpunkt t [m]

F_0 : Referenzschub [N]

$F(t)$: Schub zum Zeitpunkt t [N]

v_0 : Referenzgeschwindigkeit [m/s]

$v(t)$: Geschwindigkeit zum Zeitpunkt t [m/s]

Ausgehend von einem Referenzschallpegel PNL_r , einem Referenzschub S_r , einer Referenzentfernung d_r und einer Referenzgeschwindigkeit v_r wurde der zum Zeitpunkt t am Boden wahrgenommene Fluglärm für alle Einwohner $E(k)$ der betroffenen Gebiete berechnet und zu der Anzahl aller Einwohner im Betrachtungsgebiet ins Verhältnis gebracht. Die Bevölkerung befand sich zur Vereinfachung der Berechnungen immer komplett in der Mitte der besiedelten Gebiete. Um die Zeit, die jeder Einwohner einem Fluglärmereignis ausgesetzt war, stärker zu gewichten, integrierte Jacob bei der Kalkulation des eigentlichen Gütekriteriums F_{Jac} das Produkt aus $EPNL(t)$ und der Fluggeschwindigkeit $v(t)$ über den Lärmbelastungszeitraum t_e und normierte das Ergebnis mit der Referenzstrecke \bar{R} , von der er zu Beginn seiner Berechnungen ausgegangen war.

$$F_{Jac} = \frac{1}{\bar{R}} \int_{t_0}^{t_e} EPNL(t) \cdot v(t) dt \quad (3.9)$$

F_{Jac} : Gütekriterium zur Fluglärmvorhersage

\bar{R} : Referenzstrecke zur Normierung [m]

Nach Ansicht von Leder [87] erschien das wiederholte Einfließen der Fluggeschwindigkeit in das angewandte Gütekriterium unter den gegebenen Umständen angemessen, doch insgesamt bewertete er das Verfahren von Jacob zur Bestimmung der Lärmimmission als zu unspezifisch und für einen realistischen Einsatz in diesem Stadium der Entwicklung als noch nicht geeignet.

3.3 Anwendbarkeit bei der Führung des Luftverkehrs

Hinsichtlich der operationellen Nutzung gibt es einige Einschränkungen bei der Anwendung aller hier vorgestellten Optimierungsverfahren. Lotsen und Piloten verwenden bei der Zuweisung von Steuerkursen, Flughöhen und Geschwindigkeiten Standardwerte und -vorgaben, die aus Akzeptanzgründen eingehalten werden sollten. Headings (Steuerkurse) werden beispielsweise nur in 10° -Schritten angewiesen. So mag ein Heading von $12,3^\circ$ unter Lärmgesichtspunkten optimal sein, doch würde dies weder von den Lotsen noch den Piloten akzeptiert werden. Dies gilt ebenso für die Flughöhen,

die üblicher Weise nur in 1000 ft-Schritten zugewiesen werden. Auch Geschwindigkeiten werden in 10 kn-Schritten vorgegeben, sodass eine Zuweisung von 228.3 kn bei Überflügen eines bestimmten Flugzeugtyps vielleicht lärmoptimal wäre, doch in der Praxis nicht anzuwenden ist. Solange nicht der gesamte An- und Abflugverkehr eines Flughafens mit 4D-FMS ausgestattet ist, müssen alle als optimale Routen ermittelten An- und Abflugtrajektorien diese Randbedingungen erfüllen.

Eine weitere Vorgabe speziell bei den Anflügen ist eine hohe Flexibilität bei der Gestaltung der Anflugtrajektorien. Innerhalb der TMA entscheidet der Lotse aufgrund der gerade ankommenden Flugzeuge über die Reihenfolge beim Landeanflug. Ein Blick in die Liste der heute an Großflughäfen üblichen Verspätungen macht deutlich, dass es nahezu unmöglich ist, konfliktfreie und lärmarme Trajektorien für jedes erwartete Flugzeug über einen Zeitraum von mehreren Stunden, ganz abgesehen von einem ganzen Tag, zu planen [41]. Erschwerend kommen beispielsweise meteorologische Einflüsse wie Gewitter hinzu, die Lotsen und Piloten manchmal dazu zwingen, kurzfristig vom geplanten Kurs abzuweichen [125]. Trotz aller Flexibilität ist die Staffelnung des einfliegenden Verkehrs insbesondere in den Stunden mit der höchsten Verkehrsdichte so genau bemessen, dass Lotsen die Flugzeuge mit einer Toleranz von wenigen Sekunden zeitgenau zur Landebahnschwelle führen müssen, um zum einen keine zu großen Lücken zwischen den landenden Flugzeugen zu verursachen, durch die die Bahnkapazität reduziert wird, und zum anderen die Anzahl der von einigen Flugzeugen zu fliegenden Warteschleifen möglichst gering zu halten. Keines der betrachteten Trajektorienoptimierungsverfahren bietet einen Modellansatz, der dies bei der Routengenerierung berücksichtigt.

Mit den heute zur Verfügung stehenden Optimierungsverfahren kann noch keine Echtzeitunterstützung für Fluglotsen erreicht werden. Deshalb wird in dieser Arbeit ein anderer Ansatz verfolgt. Die Trajektorien werden nicht für jedes einzelne Flugzeug nach Lärmgesichtspunkten neu generiert, sondern es werden aus vorhandenen, unter Berücksichtigung aller operationellen Randbedingungen berechneten Trajektorien diejenigen für ein individuelles Flugzeug herausgegriffen, die für die betroffene Bevölkerung die jeweils geringste Lärmbelastung versprechen. Lotsenunterstützungssysteme wie der 4D-Planer des DLR und der DFS generieren auf heutigen Standardcomputern innerhalb von Millisekunden Trajektorien, die auf der aktuellen Verkehrssituation basieren und alle geforderten Randbedingungen erfüllen, jedoch nur hinsichtlich einer Kapazitätssteigerung optimiert sind. Es gibt jedoch Prioritäten, die die Flugsicherheit, die Pünktlichkeit und die Anflugkapazität mit einbeziehen. Würden nun diese Trajektorien hinsichtlich eines bevölkerungsabhängigen Lärmkriteriums bewertet und anschließend entsprechend ausgewählt, so bekäme man unter Umständen nicht die beste theoretisch mögliche Anflugstrecke, doch eine unter den gegebenen Umständen nahezu optimale Trajektorie.

Vorhandene Lärmmodelle, wie sie oben beschrieben wurden, versuchen schon viel mehr zu leisten, doch scheitert ihr Echtzeiteinsatz auch heute noch in der Praxis am enormen Rechenaufwand. So sind Trajektorienoptimierungen bereits sehr gut geeignet, verbesserte Aussagen über An- und Abflugrouten generell zu leisten und bieten damit eine Unterstützung bei Aussagen im Rahmen von Gutachten über Fluglärm im allgemeinen, doch eine direkte Unterstützung des Fluglotsen am Arbeitsplatz kann mit ihnen noch nicht erreicht werden.

Kapitel 4

Komponenten der Schallausbreitung

Zu den grundlegenden Komponenten einer Fluglärmberechnung gehören zum einen die Flugspurpunkte oder Trajektoriensegmente eines Flugzeuges und zum anderen die Position eines Beobachters, der sich meistens auf oder zumindest in unmittelbarer Nähe der Erdoberfläche befindet [111]. Für einen gegebenen Beobachtungspunkt erfolgt die Lärmberechnung stückweise Trajektoriensegment für Trajektoriensegment. In diesem Kapitel werden nun die einzelnen Komponenten und mathematischen Modelle vorgestellt, die für eine vollständige Lärmberechnung bzw. eine Lärmabschätzung benötigt werden.

4.1 Das akustische Flugzeugmodell

Die Schallquelle Flugzeug besteht aus den zwei Hauptquellen Rumpf und Triebwerke, die sich wiederum in mehrere einzelne Schallquellen aufschlüsseln lassen. Die Schallabstrahlung der Triebwerke kommt zum einen durch den turbulenten Triebwerksfreistrah und zum anderen durch die einzelnen Triebwerkskomponenten wie Turbine, Verdichter und Fan, sowie durch die Verbrennungsprozesse innerhalb der Triebwerke zustande (vgl. auch Abbildung 4.3). Abhängig von der eingestellten Konfiguration (Klappen und Fahrwerk) erzeugt der Rumpf Umströmungslärm oder „aerodynamischen Schall“ (Airframe Noise) [59].

Insgesamt hat die Entwicklung großer Turbofan-Triebwerke mit einem immer höheren Bypass-Verhältnis und einem stark aufgeweiteten Strahl den Lärm erheblich vermindert. Das Bypass-Verhältnis beschreibt das Verhältnis der Luftmassen von Mantelstrahl und Kernstrahl im Austrittsbereich einer Turbine (Abbildung 4.3). Durch die Veränderung des Bypass-Verhältnisses sind nun verstärkt andere Lärmquellen am Flugzeug in den Mittelpunkt gerückt [84]. Dazu gehören Wechselwirkungen der Strahl-turbulenzen mit den festen Berandungen an den Flügeln und am Rumpf, insbesondere mit deren scharfkantigen Rändern. So wird heute versucht, durch eine Optimierung der Kantenkonturen diese so zu verändern, dass die lärm erzeugenden Turbulenzen verringert werden [93]. Allerdings ist es bei einer Optimierung eine wichtige Voraussetzung, dass die aerodynamische Wirkung dieser Bauteile beibehalten wird.

Ein Flugzeug lässt sich im mathematischen Lärmberechnungsmodell als Schallquelle durch Frequenzspektrum und Richtcharakteristik beschreiben [69]. Alle Quellen sind von mehreren Parametern abhängig, zu denen u.a. die Fluggeschwindigkeit v zum Zeitpunkt der Messung und die Triebwerksleistung am Flugzeug gehören. Diese bewirken eine frequenzabhängige Schallabstrahlung $L(\nu, v)$, die wiederum in Abhängigkeit von der Frequenz ν und der Abstrahlrichtung unterschiedlich stark ist. Der Schallpegel nimmt mit zunehmender Entfernung s ab, sodass für eine Schallpegelberechnung auch immer der Abstand zwischen Emissions- und Immissionsort bekannt sein muss. Der Schalldruckpegel, der von einem Flugzeug als Emissionsort ausgeht, ist damit abhängig von den zwei Winkeln φ und ϑ , unter denen es im Verhältnis zu einem Beobachter sichtbar ist und der Entfernung s zum Flugzeug (Abbildung 4.1).

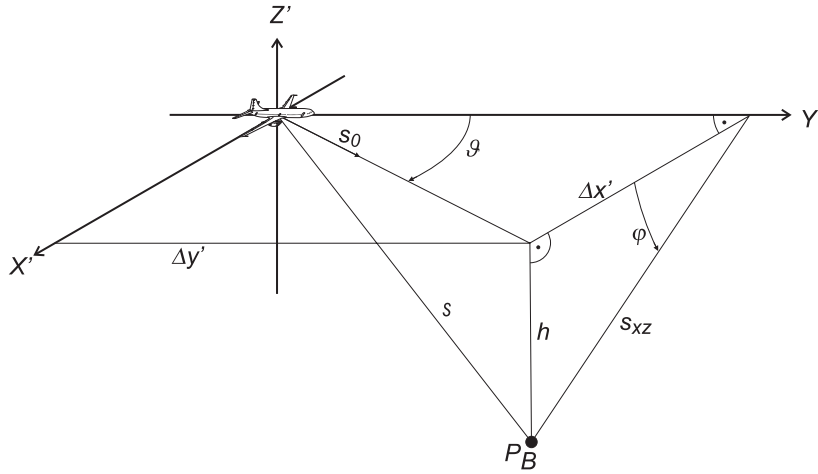


Abbildung 4.1: Die für eine Richtcharakteristik wichtigen Sichtwinkel φ und ϑ im flugzeugfesten Koordinatensystem (x', y', z') sowie die Flughöhe h und der Abstand s zu einem Beobachter am Punkt P_B .

Um den Schalldruckpegel L zu bestimmen, werden von mehreren Seiten Schallpegelmessungen in einem festen Abstand s_0 und einer definierten Geschwindigkeit v_0 durchgeführt und die Werte dazwischen anschließend interpoliert. Zusammen ergibt sich so eine frequenz- und winkelabhängige Richtcharakteristik $L_0(\nu, s_0, v_0, \varphi, \vartheta)$ [87].

Im rechtwinkligen flugzeugfesten Koordinatensystem (x', y', z') berechnen sich die Sichtwinkel φ und ϑ über

$$\varphi = \arccos \frac{\Delta x'}{s_{xz}} \quad (4.1)$$

und

$$\vartheta = \arctan \frac{\Delta x'}{\Delta y'} \quad (4.2)$$

Dabei sind $\Delta x'$ und $\Delta y'$ die x- bzw. die y-Komponente des Abstandes zwischen Flugzeug und Beobachter. Da das flugzeugfeste und das globale Koordinatensystem aus berechnungstechnischen Gründen beide in der gleichen Einheit gewählt werden

sollten, ist es auch unwesentlich, in welchem Koordinatensystem diese Strecken berechnet werden. Die Strecke s_{xz} ist der auf die x-z-Ebene projizierte Abstand zwischen dem Beobachter und dem Flugzeug.

In Abbildung 4.2 ist eine Richtcharakteristik eines Düsenflugzeugs beispielhaft für drei Frequenzen und eine feste Entfernung zu den Mikrofonen dargestellt. Werden die Messungen an einem auf dem Boden stehenden Flugzeug in einer Entfernung von einigen Metern durchgeführt, werden die Reflektionen am schallharten Boden mitgemessen und es kommt insgesamt zu einer Überschätzung des emittierten Lärms, der nachträglich wieder zurückgerechnet wird. Aus vermessungstechnischen Gründen wird die Richtcharakteristik üblicherweise als rotationssymmetrisch um die Längsachse angenommen und der abhängige Schallpegel auf $L(\nu, s_0, v_0, \vartheta)$ reduziert [138].

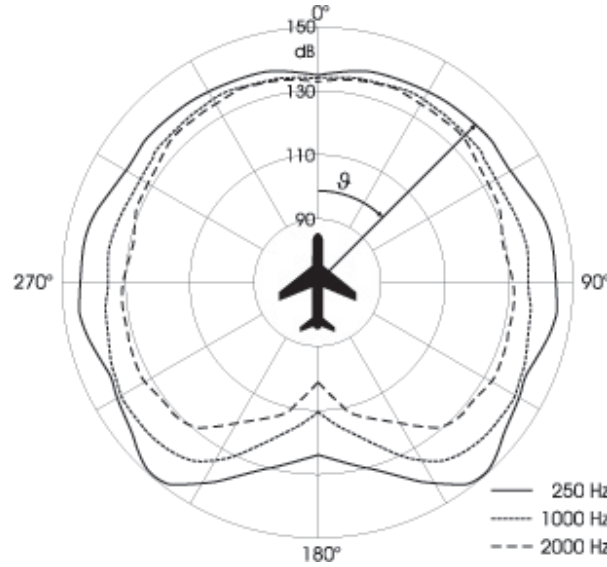


Abbildung 4.2: Typische Flugzeugrichtcharakteristik für eine definierten Entfernung.

Das Frequenzspektrum wird in der Regel nicht für jede ganzzahlige Frequenz ν angegeben, sondern in Oktav- oder Terzspektren zusammengefasst und für diese berechnet [28]. So erhält man den Schallpegel L_i des i -ten Frequenzbandes. Da für eine Fluglärmabschätzung jedoch meistens der Gesamtschallpegelverlauf am Immissionsort und nicht der spektrale Inhalt eines Geräusches benötigt wird, werden die einzelnen Geräuschpegel L_i der Frequenzbänder zu einem winkelabhängigen Schallpegel $L_0(s_0, v_0, \vartheta)$ unter Referenzbedingungen zusammengefasst.

$$L_0(s_0, v_0, \vartheta) = 10 \cdot \log \left(\sum_{i=1}^{N_F} 10^{L_i(s_0, v_0, \vartheta)/10} \right) \quad (4.3)$$

$L_0(s_0, v_0, \vartheta)$: Entfernungs- und winkelabhängiger Schallpegel über alle Frequenzen unter Referenzbedingungen [dB]

s_0 : Referenzabstand zwischen Flugzeug und Beobachter [m]

v_0 : Fluggeschwindigkeit [m/s]

N_F : Anzahl der Frequenzbänder

$L_i(s_0, v_0, \vartheta)$: Schallpegel des i -ten Frequenzbandes [dB]

Die Form der Gesamtpegel-Richtcharakteristik ist aber auch entfernungsabhängig, da der Einfluss der atmosphärischen Dämpfung wiederum frequenzabhängig ist. Hohe Frequenzen werden in der Luft stärker absorbiert als tiefe (vgl. Abschnitt 4.4.1). Das bedeutet wiederum, dass eine über mehrere Frequenzbänder zusammengefasste Richtcharakteristik genau genommen nur für die Referenzentfernung s_0 gültig ist.

In der Praxis ist die Datenverfügbarkeit zum Aufbau einer vollständigen Richtcharakteristik eines bestimmten Flugzeugtyps fast immer ungenügend. Eine Ausnahme bildet die Datenbank der Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (EMPA) in der Schweiz, die in den letzten Jahren über 60 Flugzeugtypen für ihre Fluglärmsimulation FLULA akustisch vermessen hat [16]. Der Geräuschpegel einzelner Flugzeuge wurde dazu in der Abflugschneise des Flughafens Zürich gemessen, während ein hochauflösendes Radargerät gleichzeitig deren Position erfasst hat. Damit war es der EMPA möglich, 3-dimensionale Richtcharakteristiken von an- und abfliegenden Flugzeugen zu bestimmen. Diese wurden dann auf eine Standardentfernung von 305 m (1000 ft) unter atmosphärischen Normbedingungen zurückgerechnet [15].

Liegen jedoch keine detaillierten Daten vor, können die Flugzeuge bei der Lärmbeurteilung näherungsweise als kugelsymmetrische Punktquellen $L_0(s_0, v_0)$ angenommen werden. Als Punktquelle kann eine Schallquelle angesehen werden, deren Ausdehnung klein im Verhältnis zum Abstand Schallquelle-Immissionsort ist [130]. Durch die Verwendung einer mathematischen Punktquelle reduziert sich der Rechenaufwand bei einer Simulation erheblich und es besteht damit die Möglichkeit, eine Fluglärmabschätzung durch Tolerieren eines geringen Fehlers (Abschnitt 8.2) erheblich zu beschleunigen.

4.1.1 Die Triebwerke

Wesentliche Ursache des Triebwerklärms, insbesondere während des Startvorganges, sind die in den Strömungen des Triebwerks auftretenden Turbulenzen [112]. Dabei entsteht zum einen ein Eigengeräusch der Turbulenz und zum anderen ein durch die Wechselwirkung zwischen Turbulenz und Scherschicht bedingter Lärm. Die Scherschicht ist die Grenzschicht zwischen Bereichen unterschiedlicher Geschwindigkeiten, in der der Schergeräuschanteil erzeugt wird. Solche Scherschichten mit extremen Geschwindigkeitsunterschieden befinden sich beispielsweise zwischen dem Kernstrahl und der umgebenden ruhenden Luft eines Triebwerks der 1. Generation ohne Mantelstrom [58]. Ursprünglich zur Reduzierung des Treibstoffverbrauches entwickelt, zeigten die Triebwerke der 2. Generation, bei denen ein Mantelstrom um den Kernstrahl herumgeführt wird, ein deutlich verbessertes Lärmverhalten. Der schnelle und heiße Kernstrahl trifft nun zunächst auf den langsameren und deutlich kühleren Mantelstrahl und reduziert durch den erheblich geringeren Geschwindigkeitsunterschied an den Scherflächen den Scherpegelanteil. Durch eine weitere Erhöhung des Bypass-Verhältnisses und durch geräuschkämmende Auskleidungen innerhalb des Triebwerkes konnte der Triebwerklärmanteil in der 3. Generation weiter reduziert werden (Abbildung 4.3). Die Triebwerksrichtcharakteristik wird heute vorne vom Fan und dem Verdichter, hinten vom Fan, der Turbine und dem Strahl dominiert, deren maximale Schallabstrahlung in einem Winkel zwischen 30 und 45 Grad zur Triebwerksachse liegen [58].

Auch bei den Triebwerken der nächsten Generation wird es eine ganze Reihe an Innovationen geben, die den Schallpegel weiter reduzieren. So laufen bereits Versuche

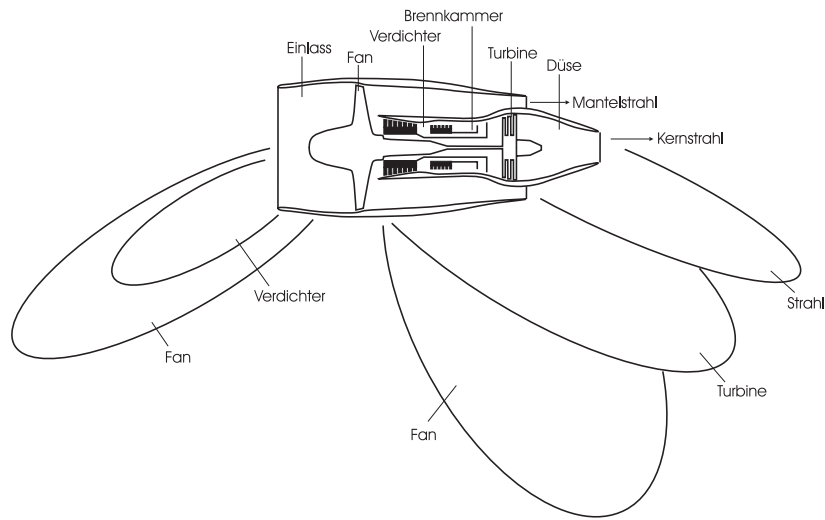


Abbildung 4.3: Mantelstromtriebwerk der 3. Generation mit einer typischen Richtcharakteristik (verändert nach [58]).

mit Triebwerken, deren untere Einlasslippe weiter nach vorne gezogen wurde, sodass ein größerer Anteil des Fan- und des Verdichterlärms nach unten abgeschirmt bzw. nach oben reflektiert wird [114]. Die Auslässe sowohl des Kernstrahles als auch des Mantelstrahles sollen mit einer gezackten Chevron-Düse versehen werden, die eine sanftere Vermischung des heißen mit dem kühleren Strahl bewirken und damit eine Lärmreduktion ermöglichen [102]. Auch die Form der Fanblätter wird mittlerweile nach Lärmkriterien gestaltet.

Durch die Schallpegelreduzierung der Triebwerke wird nun der Umströmungslärm aus Grenzschichtturbulenzen und den Wechselwirkungen dieser Turbulenzen mit aerodynamischen Oberflächen zur Beeinflussung der Strömung und des Auftriebs deutlich hörbar. Zusätzlich wirkt sich der Rumpf sowohl durch Reflexionen als auch durch Abschirmung auf die Schallausbreitung der Triebwerke aus. Sie haben damit einen deutlichen Einfluss auf die Gesamtcharakteristik eines Flugzeugs. Genauere Fluglärm-simulationen versuchen, soweit die entsprechenden Daten vorliegen, zwischen turbulentem Triebwerksstrahl, Turbine, Verdichter, Bläser und Verbrennungsprozessen als Lärmquellen zu unterscheiden [69].

Alle für eine Fluglärmabschätzung relevanten Zivilflugzeuge verfügen über mehr als ein Triebwerk, sodass sich ein Teil der Schallemissionen eines Flugzeugs aus der Überlagerung der Einzelcharakteristiken ergibt. Bei der Simulation des akustischen Nahfeldes eines Flugzeugs müssen die Triebwerke getrennt voneinander betrachtet werden, da sie zwei akustisch getrennte Quellen darstellen. Für die Berechnungen der akustischen Überlagerungen werden die Wellenlänge, der Abstand zwischen den einzelnen Schallquellen und die Entfernung von der Schallquelle zum Immissionsort benötigt. Der Abstand zwischen Quelle und Ziel liegt bei der Fluglärm-betrachtung üblicher Weise im Bereich von einigen Hundert Metern bis wenigen Kilometern. Die bei der Fluglärm-berechnung akustisch interessanten Frequenzen liegen zwischen ca. 40 Hz und 8000 Hz und haben damit bei einer mittleren Schallgeschwindigkeit von $a = 340.29 \text{ m/s}$ in der Normatmosphäre (Lufttemperatur 15°C , relative Luftfeuchtigkeit 70%) nach

$$a = \lambda \cdot \nu \quad (4.4)$$

a : Schallgeschwindigkeit [m/s]
 λ : Wellenlänge [m]
 ν : Frequenz [Hz]

eine Wellenlänge von $\lambda = 0.04$ m bis $\lambda = 8.5$ m. Da die Entfernung zwischen Schallquelle und Beobachter deutlich größer als die größte betrachtete Wellenlänge ist, gelten hier die Gesetzmäßigkeiten des akustischen Fernfeldes [142]. Liegen also getrennte Lärmdaten für die einzelnen Triebwerke und den Rumpf vor, können diese Einzelquellen L_j der Triebwerke und der Flugzeugzelle näherungsweise zu einer Schallquelle L_0 zusammengefasst werden:

$$L_0 = 10 \cdot \log \left(\sum_{j=1}^N 10^{L_j/10} \right) \quad (4.5)$$

L_0 : Schallpegel eines Flugzeugs [dB]
 N : Anzahl der Triebwerke plus Flugzeugrumpf als betrachtete Schallquellen
 L_j : Schallpegel der j -ten Lärmquelle [dB]

Da bis heute allerdings kaum getrennte Lärmmessungen für Rumpf und Triebwerke vorliegen, basieren die meisten Lärmdaten zur Verwendung von Fluglärmsimulationen auf der Summe aller bei einer Messung aktiven Komponenten wie Triebwerke, Fahrwerk und Klappen¹. Der Schub ist insbesondere beim Start für den emittierten Gesamtlärm wesentlich, sodass er bei einer hochgenauen Lärmsimulation entsprechend der ursprünglichen Messbedingungen korrigiert werden muss.

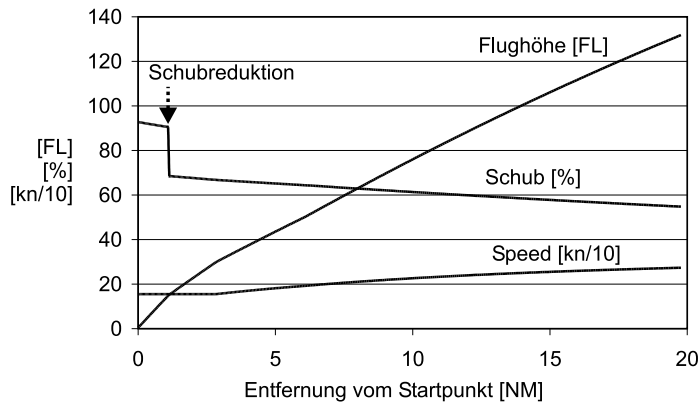


Abbildung 4.4: Die Komponenten Flughöhe, Geschwindigkeit und Schub eines Abfluges nach dem IATA-Verfahren (verändert nach [135]). FL steht für Flugfläche. Eine Flugfläche von 70 entspricht bei einem Druck von 1013 mbar ungefähr 7000 ft.

In Abbildung 4.4 sind die wichtigsten Flugparameter eines IATA-Abfluges dargestellt (Abschnitt 2.3.4). Dazu gehören die Geschwindigkeit, die Flughöhe und der

¹Wird ein Flugzeug am Boden stehend akustisch vermessen, so erzeugt es dabei selbstverständlich keinen aerodynamischen Schall. Steht es darüber hinaus auf einem schallharten Untergrund wie beispielsweise Beton, so werden die Reflexionen mitgemessen und müssen durch eine Subtraktion von 3 dB anschließend korrigiert werden [87].

Schub. Es wird deutlich, dass insbesondere der Schub, der in der Anfangsphase eines Starts bei über 90% liegt und nach ungefähr 1.5 NM auf 70% reduziert wird, die Hauptkomponente bei der Schallerzeugung eines startenden Flugzeugs ist.

Betrachtet man hingegen einen Landeanflug wie beispielsweise den lärmreduzierenden Low Drag - Low Power-Anflug in Abbildung 4.5, wird deutlich, dass hier der Triebwerksanteil bei der Schallerzeugung wesentlich geringer ist. Ein Schubniveau im Bereich von 3% bis 17% hat auch nur einen entsprechend geringen Anteil an der gesamten Schallabstrahlung eines Flugzeugs.

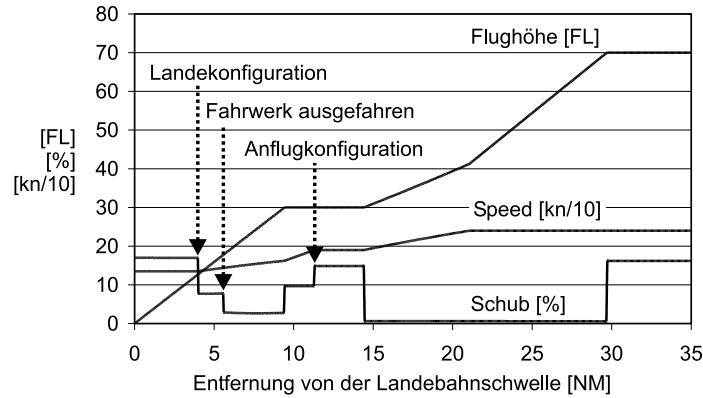


Abbildung 4.5: Die Komponenten Flughöhe, Geschwindigkeit und Schub eines Landeanfluges nach dem LDLP-Verfahren (verändert nach [135]). FL steht für Flugfläche. Eine Flugfläche von 70 entspricht bei einem Druck von 1013 mbar ungefähr 7000 ft.

Liegen keine getrennten Daten für den Schub vor, kann auch die Triebwerksdrehzahl zur Kalkulation herangezogen werden, da sich Drehzahl und Schub proportional zueinander verhalten [89]:

$$\frac{F}{F_{max}} \propto \frac{n}{n_{max}} \quad (4.6)$$

F : Angelegter Schub [N]

F_{max} : Maximalschub [N]

n : Aktuelle Drehzahl [1/s]

n_{max} : Drehzahl bei Maximalschub [1/s]

Darüber hinaus ist eine lineare Interpolation zwischen bekannten Schallemissionswerten innerhalb von Datensätzen, wie sie beispielsweise beim INM [111] verwendet werden, bezüglich der Drehzahl oder des Schubes möglich [122]. Der Referenzschallpegel eines Flugzeugs erweitert sich damit zu $L_0(s_0, \vartheta, F_0)$ mit dem Referenzschub F_0 . Stehen keine Daten über den angelegten Schub zum Zeitpunkt der Messung zur Verfügung, sollten mit diesen Lärmwerten nur Prozeduren ähnlich der Referenzsituation berechnet werden: Liegen Referenzlärmdaten von einem Landeanflug vor, sollten diese auch nur zur Anflugsimulation verwendet werden, um den auftretenden Fehler durch eine stark differierende Triebwerksleistung zwischen unterschiedlichen Flugprozeduren so klein wie möglich zu halten.

Mithilfe seiner Datenbank bietet das INM an, für Trajektoriendaten von Starts ohne Schubangaben den Schub F über fünf flugzeugtypspezifische Schubkoeffizienten

für einen Zeitpunkt t abzuschätzen [111]. Da in der Datenbank des INM die Angaben zu europäischen Flugzeugen noch unvollständig sind, ist die EUROCONTROL dabei, diese fehlenden Daten im Projekt ENHANCE² zu ermitteln und die im INM implementierten Anflugprozeduren der FAA an die europäischen Verhältnisse anzupassen [63].

4.1.2 Das Fahrwerk

Das Fahrwerk stellt durch seinen hohen Umströmungslärm eine der Haupteinzellärmquellen bei der Geräuschentwicklung durch die Flugzeughülle eines landenden Flugzeugs kurz vor dem Aufsetzen dar [84]. Eine weitere Geräuschquelle sind die Fahrwerksklappen, die im geschlossenen Zustand die Fahrwerksschächte verdecken. Untersuchungen haben gezeigt, dass insbesondere die Achsen zwischen den Rädern und die Klappenseitenkanten für die Lärmentwicklung verantwortlich sind [30]. Das ausgefahrene Fahrwerk erhöht den Luftwiderstand des Flugzeugs und verringert damit seine Geschwindigkeit [97]. In Abhängigkeit des verwendeten Anflugverfahrens gleicht der Pilot den Geschwindigkeitsverlust durch eine Erhöhung des Triebwerksschubs aus, wodurch sich die Schallabstrahlung des gesamten Flugzeugs zusätzlich deutlich erhöht.

Ein erster Schritt, den Fahrwerks- und den damit verbundenen Triebwerkslärm in der Umgebung eines Flughafens zu reduzieren, wäre demnach das möglichst späte Ausfahren des Fahrwerks. Früher übliche Standardverfahren setzten den Ausfahrpunkt in einer Flughöhe von 3000 ft, ca. 12 NM vor die Landebahnschwelle. Beim Low Drag-Low Power und dem CDA Anflug wird das Fahrwerk erst 5 NM vor der Landebahnschwelle in einer Flughöhe von ungefähr 500 ft über der lokalen Höhe des Outer Marker ausgefahren (vgl. Abschnitt 2.2). Beim 2-Segment Approach hingegen wird das Fahrwerk 6 NM vor der Landebahn in einer Flughöhe von ca. 3000 ft ausgefahren [119].

Das Fahrwerk während des Endanfluges noch später auszufahren birgt nach Einschätzung von Piloten ein gewisses Risiko, denn durch den erhöhten Luftwiderstand verändert sich das Auftriebsverhalten eines Flugzeugs und es kommt zu einer leichten Auf- und Abbewegung und damit zu einer Destabilisierung der Fluglage. Verständlicherweise möchten aber Piloten ihr Flugzeug in einer stabilen Lage wissen, wenn sie auf der Landebahn aufsetzen [97].

Der Geräuschpegelzuwachs durch das Fahrwerk und seine Klappen ist sowohl vom Flugzeugtyp als auch von der Landegeschwindigkeit abhängig. Mithilfe der Literatur an genaue Daten zu kommen ist jedoch kaum möglich, da Flugzeughersteller für die Zulassung eines neuen Typs nicht verpflichtet sind, darüber Auskunft zu geben oder Messungen durchzuführen. Einzelne Messungen deuten darauf hin, dass das Fahrwerk bis zu 15 dB vom Schallpegel der Flugzeughülle ausmacht [114]. Ein Daumenwert, der zumindest die Größenordnung des Gesamtlärmzuwachses beschreibt, wird von der Umweltabteilung der Deutschen Lufthansa mit knapp 6 dB für das Fahrwerk und knapp 10 dB für Fahrwerk und Klappen zusammen angegeben. Diese Werte müssen jedoch als Flottendurchschnitt für eine Standardanfluggeschwindigkeit angesehen werden.

In Abhängigkeit von der Datengrundlage und der Fragestellung bei einer Fluglärm-berechnung kann man den Lärmzuwachs eines Flugzeugs beim Ausfahren des Fahrwerks (Gear) entsprechend berücksichtigen, indem ein definierter Schwellenwert in

²Harmonised Noise-Contour Modelling Environment

Abhängigkeit vom Anflugverfahren für den Abstand s_{Th} zwischen Flugzeug und Landebahnschwelle (Threshold) übernommen wird, ab dem die Lärmquelle Flugzeug um einen Schallpegelbetrag $\Delta L_G(s_{Th})$ erhöht wird:

$$\Delta L_G(s_{Th}) = \begin{cases} 6 \text{ dB} & \text{für } s_{Th} \leq 5 \text{ NM (ca. 9260 m)} \\ 0 \text{ dB} & \text{für } s_{Th} > 5 \text{ NM} \end{cases} \quad (4.7)$$

ΔL_G : Geräuschpegelzuwachs durch das ausgefahrene Fahrwerk und der damit verbundenen Schuberrhöhung [dB]

s_{Th} : Abstand zwischen Flugzeug und Landebahnschwelle [m]

Damit erweitert sich die Fluglärmrechnung zu

$$L(s_0, \vartheta, F, s_{Th}) = L_0(s_0, v_0, \vartheta, F_0) + \Delta L_G(s_{Th}) \quad (4.8)$$

Für die vorliegende Arbeit ist die Betrachtung des Fahrwerks nicht entscheidend, da der Anfluglotse im Landeanflug auf dem Final und damit an dem Punkt, an dem das Fahrwerk ausgefahren wird, normalerweise keinen Einfluss mehr auf die Streckenführung des Flugzeugs hat, sodass die zu vergleichenden Trajektorien in diesem Streckenabschnitt identisch sind. Lediglich beim Vergleich von Anflugverfahren, die mit verschiedenen Gleitwinkeln im Endanflug geflogen werden, treten hier Unterschiede zwischen den Schallpegeln auf.

4.1.3 Die geschwindigkeitsabhängige Geräuschemission

Für die Berechnung einer geschwindigkeitsabhängigen Geräuschemission gibt es aufwändige mathematische Modelle, doch wird eine Geschwindigkeitsabhängigkeit bei einer Fluglärmsimulation normalerweise nicht berücksichtigt und der Emissionspegel damit als konstant angesehen [111].

Das Integrated Noise Model (INM) verwendet eine Rechenvorschrift basierend auf der SAE AIR 1845 [122], die eine Schallpegelkorrektur ΔL_v für den Effektivpegel für Geschwindigkeiten ober- und unterhalb einer Referenzgeschwindigkeit erlaubt, die manchmal irrtümlich auch als geschwindigkeitsabhängige Schallpegelkorrektur bezeichnet wird:

$$\Delta L_v = 10 \cdot \log \frac{v_0}{v} \quad (4.9)$$

ΔL_v : Fluggeschwindigkeitsabhängige Anpassung für Effektivpegel [dB]

v_0 : Referenzgeschwindigkeit für die Lärmberechnung = 82.3 m/s

v : Fluggeschwindigkeit [m/s]

Die Änderung des Effektivschallpegels gegenüber dem Maximalpegel ist abhängig von der Referenzgeschwindigkeit $v_0 = 82.3 \text{ m/s}$ (entspricht 160 kn). Diese Korrektur wird in dieser Arbeit jedoch nicht benötigt, sodass sich die Fluglärmrechnung L um den Geschwindigkeitsparameter v reduziert:

$$L(s_0, \vartheta, F, s_{Th}) = L_0(s_0, v_0, \vartheta, F_0) + \Delta L_G(s_{Th}) \quad (4.10)$$

Bei bewegten Schallquellen treten Frequenzverschiebungen durch den Doppler-Effekt auf, der in dieser Arbeit jedoch nicht berücksichtigt werden kann, da mit Gesamtschallpegeln gerechnet wird. Isermann [69] hat jedoch gezeigt, dass die Abweichungen der Maximalschallpegel bei Berücksichtigung des Doppler-Effektes innerhalb von ± 1 dB liegen, was bei der hier angestrebten Fluglärmabschätzung toleriert werden kann.

4.2 Die Trajektorien

Fluglotsen weisen den Piloten Strecken entlang von festgelegten Luftstraßen in unterschiedlichen Höhen zu. Die Einhaltung dieser Verkehrswege wird von den Lotsen mithilfe von Radaranlagen überwacht und gesteuert. Durch die Radarsignale im 4-5 Sekunden Takt (entspricht einer Umdrehung des „Approach-Antennen“-Primärradars [100]) stehen Informationen über die Position des Flugzeugs im Raum zur Verfügung, über die neben der Geschwindigkeit auch die Flugrichtung (Track) und Informationen zum Steig- oder Sinkflug abgeleitet werden können. Zusatzinformationen wie beispielsweise die Identifikationsnummer (Callsign) und Flugzeugtyp werden darüber hinaus vom Luftfahrzeug selbst übermittelt. Der zurückgelegte und auch der geplante Flugweg eines Luftfahrzeugs wird Trajektorie genannt.

In der Umgebung eines Flughafens wird ein ankommendes Luftfahrzeug vom Anfluglotsen übernommen, der es auf verschiedenen Wegen innerhalb definierter Gebiete in den laufenden Landeverkehr unter Berücksichtigung anderer Flugzeuge, horizontaler und vertikaler Sicherheitsabstände und zeitlicher Vorgaben einfädelt. Diese Sicherheitsabstände sind in Abhängigkeit der Gewichtsklassen zweier hintereinander fliegender Flugzeuge in der Wirbelschleppenmatrix festgelegt.

4.2.1 Die Luftraumstruktur

Der Verlauf der Flugrouten bzw. Trajektorien muss sich an definierten Luftraumstrukturen orientieren. Durch Systeme wie dem „4D-Planer“ (vgl. Abschnitt 4.2.2) können sich Fluglotsen bei dieser Arbeit unterstützen lassen. Für eine reibungslose Verkehrsabwicklung stehen dem Lotsen in Deutschland abhängig von der lokalen Luftraumstruktur drei Formen von Verkehrsstrukturen zur Verfügung, innerhalb derer er die Flugzeuge entlang virtueller Wege führen kann [23]. Luftfahrzeuge werden dazu über festgelegte „Tore“ an den Luftraum eines Flughafens herangeführt, den Metering Fixes oder Funkfeuern (in Abbildung 4.6 das Metering Fix GED, steht im Luftraum Frankfurt/Main für „Gedern“). Von dort aus können die Flugzeuge entweder über Fans, Trombonen oder Doppeltrombonen in den laufenden Landeverkehr auf der Anfluggrundlinie (Final) eingefädelt werden (Abbildung 4.6).

Bei einem dreieckigen Fan hat der Approach-Lotse die Möglichkeit, dem Piloten einen sehr kurzen und nahezu direkten Kurs zu den Landebahnen zuzuweisen oder ihn außen herum zum Ende des Finals zu führen, wo sich das Flugzeug quasi hinten anstellen muss. Zusätzlich sind alle Kurse dazwischen erlaubt, je nach dem, wie schnell der Lotse das Flugzeug auf der Anfluggrundlinie haben möchte³. Führt der

³Aus persönlichen Gesprächen mit am Flughafen Frankfurt arbeitenden Fluglotsen der DFS ist jedoch bekannt, dass den Piloten üblicherweise nur Headings (Flugrichtungen) in ganzen Zehnerschritten zugewiesen werden.

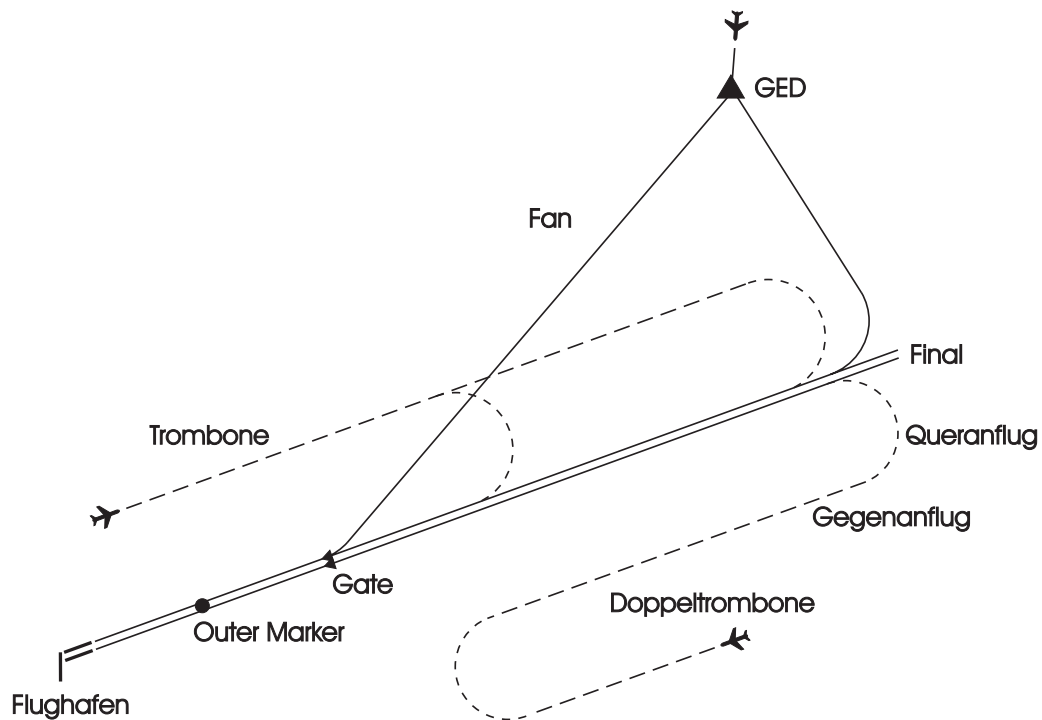


Abbildung 4.6: Beispiele für Anflugrouten am Flughafen Frankfurt/Main mit Fan, Trombonen und Doppeltrombonen.

Anfluglotse das Flugzeug in einen Trombonenanflug, so wird der Pilot zunächst der Gegenanflug zugewiesen, bei dem sich das Flugzeug parallel zum Endanflug, jedoch in genau entgegengesetzter Richtung bewegt.

Ergibt sich eine Lücke im anfliegenden Verkehr, bekommt der Pilot die Aufforderung zu einer 90° Wendung, um auf den sogenannten Queranflug zu gelangen, von dem er sich dann mit einer weiteren 90° Drehung auf den direkten Landeanflug begibt. Werden diese Trombonen zweimal hintereinander verschachtelt, so spricht man von einer Doppeltrombone (Abbildung 4.6). Herrscht sehr wenig Verkehr im Luftraum, so ermöglicht ein Lotse einem Piloten auch mal einen Shortcut, also unter Umgehung der Trombonen einen direkten Anflug auf das Final und schließlich auf die Landebahn.

Innerhalb der beschriebenen Anflugprozeduren weist der Lotse dem Piloten mehrmals Flughöhen, Geschwindigkeiten und Headings zu, sodass das Flugzeug am Ende einen Landeanflug im Winkel von 3° und einer vorgeschriebenen Landegeschwindigkeit bis zur Schwelle zeitgenau durchführen kann [23]. Die beschriebenen Manöver finden überwiegend in Flughöhen zwischen 1000 ft und 5000 ft (ungefähr 300 m bis 1600 m) statt und sind damit in einem Bereich, der auf dem Erdboden durchaus noch für den Fluglärm akustisch relevant ist.

4.2.2 Der 4D-Planer

In den vergangenen Jahren wurde beim Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) in Zusammenarbeit mit der Deutschen Flugsicherung GmbH (DFS) das Lotsenunterstützungssystem „4D-Planer“ entwickelt. Mithilfe von Flugplan- und

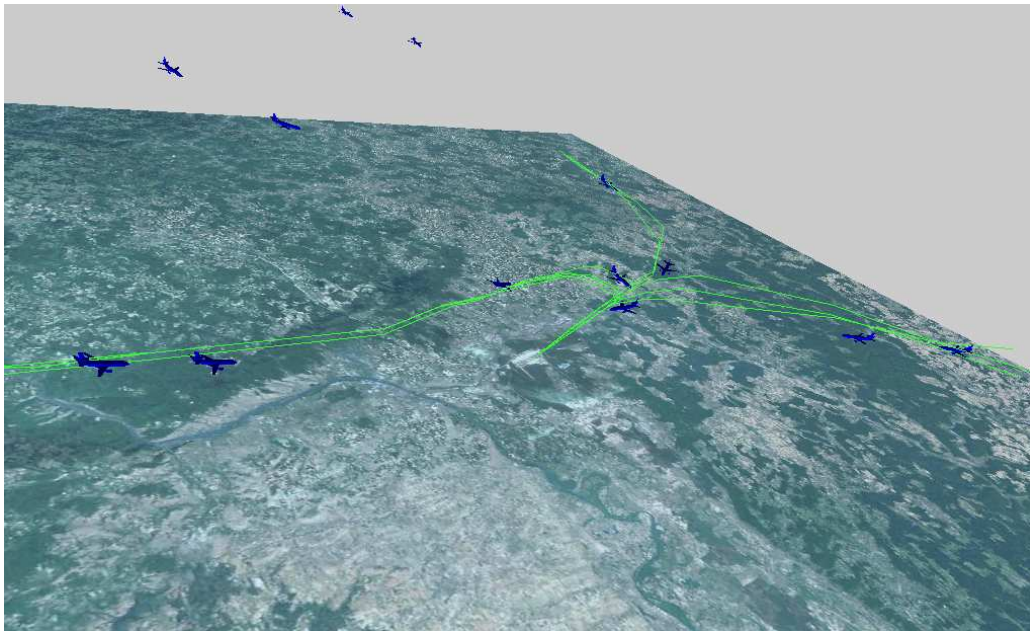


Abbildung 4.7: Luftraum Frankfurt mit den eingezeichneten Positionen von ankommenden Flugzeugen und deren vom 4D-Planer berechneten Anflugtrajektorien [136].

Radardaten des Anflugverkehrs und weiteren Informationen plant das System die Anflugreihenfolge und die Landezeiten [50]. Es kann darüber hinaus auch die zeitgenauen Anflugwege (4D-Trajektorien) bis zur Landebahn berechnen. Aus den geplanten Anflugtrajektorien können anzuweisende Fluggeschwindigkeiten, Flugrichtungen und Höhen abgeleitet und dem Fluglotsen direkt in seinem Radardisplay angezeigt werden. Das System bekommt dazu alle vier Sekunden die aktuelle Verkehrssituation vom Radardatenverarbeitungssystem übermittelt. Anschließend berechnet es auf Basis dieser Echtzeitdaten eine optimierte Landereihenfolge für alle sich im Anflug befindlichen Flugzeuge in der Umgebung des Flughafens und generiert für jedes einzelne Luftfahrzeug Kurs-, Geschwindigkeits- und Höhenvorgaben. Entsprechend grafisch aufbereitet werden diese dem Lotsen am Bildschirm vorgeschlagen. Übernimmt er die Vorschläge nicht oder nur unvollständig, so erkennt der 4D-Planer dies mithilfe der aktualisierten Radardaten und passt seine Vorschläge entsprechend an. Zusätzlich verfügt das System über eine integrierte Planstabilitätsbewertung, die dafür sorgt, dass die Vorschläge sich nicht bereits bei kleineren Änderungen anpassen und es so eventuell innerhalb von Sekunden zu widersprüchlichen Manöveranweisungen für den Fluglotsen bzw. Piloten kommt.

Ausgehend von seiner aktuellen Position generiert der 4D-Planer Trajektorien für jedes vom Radar erfasste Flugzeug, das auf dem Frankfurter Flughafen landen möchte. Die Trajektorien beschreiben den Weg, den das Luftfahrzeug nehmen sollte, um sich unter Berücksichtigung der gegebenen Randbedingungen zeitgenau in den Landeverkehr der Anfluggrundlinie einzufädeln (Abbildung 4.7) [60].

Eine geplante Trajektorie besteht dabei aus einer Folge von signifikanten Punkten, ab denen der Pilot entweder die Höhe (Descent Phase), die Geschwindigkeit (Reduce Phase) oder den Steuerkurs (Heading) ändern muss (Abbildung 4.8). Der

zeitliche Abstand zwischen den einzelnen signifikanten Punkten kann zwischen Sekunden und Minuten variieren. Die Algorithmen des 4D-Planers berechnen innerhalb der zur Verfügung stehenden Rechenzeit immer mehrere mögliche Anflugtrajektorien für jedes Flugzeug, die alle die geforderten Randbedingungen erfüllen und somit alle eine gültige „Lösung“ für die aktuelle Verkehrssituation darstellen. Zu diesen Randbedingungen gehören die festgelegten An- und Abflugrouten, Höhen- und Geschwindigkeitsvorgaben, Flugleistungsmodelle, Sicherheitsabstände und die Konfigurationen des Landebahnsystems. Diese Trajektorien sollen nun im Rahmen dieser Arbeit mithilfe eines Schallausbreitungsalgorithmus hinsichtlich ihrer Lärmwirkung auf die Bevölkerung eingeschätzt, klassifiziert und anschließend dem Fluglotsen die „beste“ zur Verfügung stehende Route vorgeschlagen werden. So kann jedes Flugzeug vom Lotsen auf dem unter den gegebenen Umständen leisesten Anflugweg zur Landebahn geführt werden. Die Lärmwirksamkeit wird dabei nicht hinsichtlich der Fläche des Lärmteppichs bewertet, sondern betrachtet die Anzahl der Menschen, die während der Überflugzeit mit einem bestimmten Geräuschpegel belastet werden.

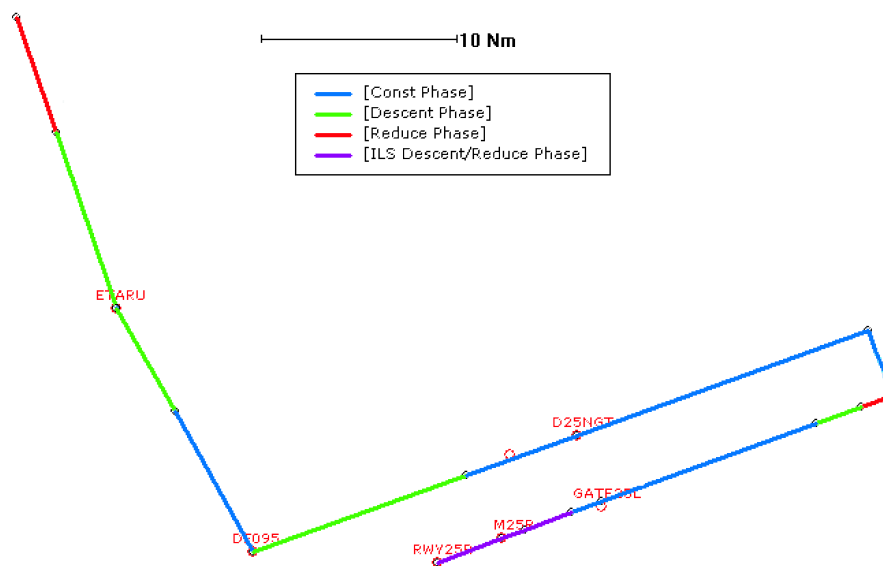


Abbildung 4.8: Geplante Trajektorie des 4D-Planers für einen Landeanflug auf der Runway 25R am Flughafen Frankfurt.

Die zentralen Informationen, die hier für eine Lärmberechnung benötigt werden, sind die Position, die Geschwindigkeit und die Richtung des Flugzeugs sowie die Position des Beobachters am Boden. Bei der Reduzierung eines Flugzeugs zu einer Punktlärmquelle reichen die Angaben über die Positionen und die Geschwindigkeit aus, doch bei einer vollständigen Lärmbetrachtung wird die Richtcharakteristik eines Flugzeugs herangezogen, die die Schallpegelabstrahlung winkelabhängig beschreibt, unter dem ein Flugzeug vom Erdboden aus gesehen wird. Um diesen vom flugzeugfesten Koordinatensystem abhängigen Sichtwinkel in ein globales Koordinatensystem, in dem auch die Flugzeugpositionen vorliegen, zu übertragen, kann dieser Winkel mit Gleichung 4.11 umgerechnet werden.

$$\vartheta = \arctan \left(\frac{-\Delta x_g \cdot \cos \phi + \Delta y_g \cdot \sin \phi}{\Delta x_g \cdot \sin \phi + \Delta y_g \cdot \cos \phi} \right) \quad (4.11)$$

ϑ : Winkel im flugzeugfesten Koordinatensystem, unter dem ein Beobachter am Boden das Flugzeug sieht [°]

ϕ : Flugrichtung (hier: Track = Heading) [°]

Δx_g : x-Komponente des Abstandes zwischen Flugzeug und Beobachter im globalen Koordinatensystem [m]

Δy_g : y-Komponente des Abstandes zwischen Flugzeug und Beobachter im globalen Koordinatensystem [m]

ϑ ist der Winkel um die senkrechte Mittelachse eines Flugzeugs mit 0° in Flugrichtung im flugzeugfesten Koordinatensystem (vgl. Abschnitt 4.1). Der Winkel ϕ ist die Flugrichtung (Track)⁴ im globalen Koordinatensystem mit Norden bei $\phi = 0^\circ$ und Δx_g bzw. Δy_g sind die jeweiligen auf die x-y-Ebene (Erdoberfläche) projizierten Komponenten des Abstandes zwischen Emissions- und Immissionsort (Abbildung 4.9).

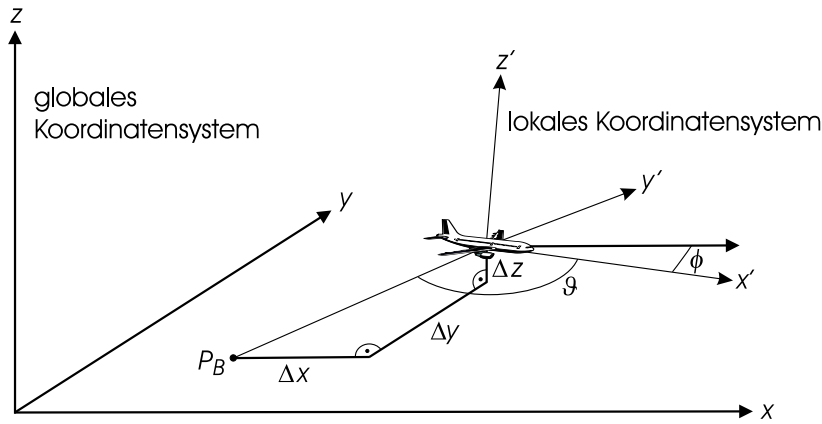


Abbildung 4.9: Berechnung des Sichtwinkels ϑ unter dem ein Beobachter P_B ein Flugzeug sieht.

Diese Daten sollten möglichst in einer engen Kette entlang der Trajektorie vorliegen, sodass die Abstände zwischen den Datenpunkten jeweils nur wenige Sekunden bzw. Meter betragen. Fehlende Datenpunkte können gegebenenfalls aus den Informationen der umgebenden Datenpunkte linear interpoliert werden, da sich die Flugzustände jeweils nur sehr langsam ändern.

Die vom 4D-Planer generierten Trajektorien hingegen bestehen nur aus sehr wenigen signifikanten Punkten, an denen oder bis zu denen sich der Flugzustand ändern soll oder geändert hat. Da diese Informationsdichte für eine Fluglärmberechnung nicht ausreicht, werden die Trajektorien vor der eigentlichen Lärmberechnung zwischen den bekannten Punkten in ausreichender Anzahl linear interpoliert. Die Abstände zwischen den einzelnen Datenpunkten auf der Trajektorie sollten in Abhängigkeit von der Gitterweite (vgl. Abschnitt 4.3.1) bestimmte Grenzwert nicht überschreiten, da es ansonsten zu einer deutlichen Unterschätzung des Schallpegels kommen kann. Beim

⁴Mit Track wird die Bewegungsrichtung eines Flugzeugs bezeichnet und mit Heading die Richtung, in die die Flugzeugspitze zeigt. Bei Windstille sind diese Winkel identisch, doch bei stärkerem Seitenwind kann es hier zu Abweichungen von mehreren Grad kommen.

Übergang von interpolierten zu bekannten Datenpunkten dürfen selbstverständlich keine Sprünge bei der Geschwindigkeit oder der Höhe auftreten. Die geplanten Trajektorien enthalten allerdings noch keine Informationen über den Schubverlauf. Der Schub ist zwar im Prinzip durch das verwendete Landeverfahren vorgegeben, doch im Detail ist er unter anderem von den lokalen Windverhältnissen und dem Gewicht des Flugzeugs abhängig, das zu diesem Zeitpunkt nicht bekannt ist. Somit muss für die Fluglärmabschätzung an dieser Stelle mit festen Standardschubwerten gerechnet werden, womit sich die Schallpegelberechnung etwas vereinfacht:

$$L(s_0, \vartheta, s_{Th}) = L_0(s_0, v_0, \vartheta, F_0) + \Delta L_G(s_{Th}) \quad (4.12)$$

Neben der bodenseitigen Trajektorienplanung des DLR für den Fluglotsen existiert mit dem Flight Management System (FMS) bzw. dem Advanced FMS auch eine bordseitige Trajektoriengenerierung, die an den Autopiloten gekoppelt ist und so ein automatisches Abfliegen geplanter Routen ermöglicht. Diese bordseitig generierten Trajektorien enthalten wesentlich mehr flugzeugspezifische Informationen, da dem FMS z.B. auch Angaben über das aktuelle Fluggewicht zur Verfügung stehen. Bisher ist es jedoch noch nicht möglich, Trajektorien, die von unterschiedlichen anfliegenden Luftfahrzeugen berechnet wurden, über einen standardisierten Data-Link an eine Bodenstationen zu übermitteln, zentral zu koordinieren und auf ihre Konfliktfreiheit zu überprüfen.

4.3 Die Erdoberfläche

Die Topographie der Erdoberfläche hat einen großen Einfluss auf die Schallausbreitung in Bodennähe. So ist der Abstand zwischen Flugzeug und Erdoberfläche nicht nur von der absoluten Flughöhe, sondern auch von der überflogenen Geländehöhe abhängig. Auf der Erdoberfläche leben und arbeiten auch die Menschen, die vom Fluglärm betroffen sind. Darüber hinaus nimmt die Erdoberfläche auch einen Teil der Schallenergie auf und kann damit unter bestimmten Bedingungen die Schallausbreitung reduzieren.

4.3.1 Das Modell der Erdoberfläche

Der Abstand zwischen einem Beobachter auf der Erde und dem Luftfahrzeug stellt die Basis einer Fluglärm ausbreitungsrechnung dar. Die Erdoberfläche in der Umgebung eines Flughafens kann durch ein regelmäßiges Raster mit $n \cdot m$ Gitterpunkten dargestellt werden [17]. Jeder dieser Punkte wird durch einen Rechtswert, einen Hochwert und eine Höhe über Normal Null in einem lokalen oder globalen Koordinatensystem festgelegt. Verfügt ein lokales Koordinatensystem über einen Referenzpunkt im globalen System, kann darüber eine Georeferenzierung durchgeführt werden. Diese erlaubt es, ermittelte Lärmwerte mit Karten und weiteren Informationen zu verknüpfen. Ein Gitterpunkt repräsentiert jeweils das Gebiet der Umgebung, das als homogen in seinen Eigenschaften angenommen wird.

Neben einem regelmäßigen Gitter mit einer relativ hohen Anzahl an Datenpunkten und entsprechend hoher Datendichte auch in den eher uninteressanten Randbereichen des Betrachtungsgebietes, sind auch Strukturen möglich, die im Bereich des Flughafens eine hohe Dichte von Gitterpunkten aufweisen und zum Rand des betrachteten

Gebietes hin durch größere Abstände die Punktdichte verringern (vgl. Abschnitt 3.1 „Modell von Jacobsen und Melton“). Diese Gitterstruktur eignet sich insbesondere für zeitintensive Lärmberechnungen, deren Fokus im Nahbereich eines Flughafens liegt. Liegen die interessanten Gebiete innerhalb des Betrachtungsgebietes weit verteilt oder sollen mehrere Trajektorien gleichzeitig betrachtet werden, kann auf eine gleichmäßig hohe Datendichte über das gesamte Gebiet nicht verzichtet werden, da ansonsten der Berechnungsfehler aufgrund der großen Gitterpunktabstände in den Randbereichen deutlich ansteigen würde.

Die Anzahl der Gitterpunkte und damit die Auflösung des Gitters entscheidet zum einen über die Genauigkeit der Ergebnisse und zum anderen über die Rechengeschwindigkeit. Jacobsen und Melton postulierten, dass die Auflösung so fein wie nötig, aber so grob wie möglich gewählt werden sollte [77]. Leder stellte bei seinen Untersuchungen zwischen Häufigkeit der Schallausbreitungsrechnung (und damit der Trajektorienauflösung) und der Gitterauflösung einen Zusammenhang zur maximalen Fluggeschwindigkeit fest und stellte eine Bedingung auf, um Aliasing-Effekte zu vermeiden [87]:

$$\frac{\nu_L}{\varrho_G} > V_{max} \quad (4.13)$$

ν_L : Häufigkeit der Lärmrechnung [Hz]

ϱ_G : Gitterkonstante des Lärmrechnungsrastrers [1/m]

V_{max} : Höchste Geschwindigkeit des Flugzeugs im Bereich des Untersuchungsgebietes [m/s]

Die Frequenz ν_L beschreibt die Häufigkeit, mit der eine Lärmrechnung durchgeführt wird. Bei Radardaten mit einem Abstand von vier Sekunden erhält man entsprechend eine Berechnungsfrequenz von 0.25 Hz und die Gitterkonstante ϱ_G hat bei einer Gitterweite von $d_G = 1000$ m des Lärmrechnungsrastrers einen Wert von 0.001 m^{-1} . Damit sollten bei Fluggeschwindigkeiten unterhalb von 250 m/s kaum Aliasing-Effekte auftreten, zumal die höchsten Geschwindigkeiten im Großraum eines Flughafens im Bereich von $V_{max} = 140$ m/s (entspricht 500 km/h) liegen⁵. Leder stellte fest, dass ein Gitterabstand von $d_G = 1000$ m in einem regelmäßigen Lärmrechnungsrastrer ausreicht, um akzeptable Ergebnisse außerhalb des unmittelbaren Nahbereiches eines Flughafens zu erhalten.

Liegen die Datenpunkte sowohl für die Trajektorien als auch für das Rechengitter in ausreichender Dichte vor, wird eine direkte Abstandsberechnung für jeden Punkt des Gitters mit jedem Punkt der Trajektorie durchgeführt, um die Schalldämpfung durch die geometrische Ausbreitungsdämpfung D berechnen zu können [27]. Dadurch ist es möglich, die Richtcharakteristik eines Flugzeugs in die Berechnungen mit einzubeziehen, da für jeden Punkt der Erdoberfläche ein kompletter Vorbeiflug simuliert werden kann (vgl. Abschnitt 4.1 und Abschnitt 5.4). Bei einer Änderung der Entfernung s_0 auf s ändert sich der Schalldruckpegel L um die geometrische Dämpfung D (vgl. Abschnitt 5.1):

$$D = 20 \cdot \log \left(\frac{s}{s_0} \right) \quad (4.14)$$

⁵Die Fluggeschwindigkeiten von Enroute-Fliegern liegen natürlich deutlich höher, doch deren Flughöhen liegen in Bereichen von über 8 km und werden hier deshalb nicht berücksichtigt.

D : Geometrische Dämpfung bei kugelförmiger Schallausbreitung [dB]
 s_0 : Entfernung unter der eine Schallpegelmessung durchgeführt wurde [m]
 s : Abstand zwischen der Schallquelle und einem Beobachter [m]

Die Gleichung zur Fluglärmberechnung L kann damit um den Dämpfungsterm D erweitert und nun auch für andere Entfernungen s als die Standardentfernung s_0 berechnet werden:

$$L(s, \vartheta, s_{Th}) = L_0(s_0, v_0, \vartheta, F_0) + \Delta L_G(s_{Th}) - D(s) \quad (4.15)$$

4.3.2 Die Bodenzusatzdämpfung

Mit den Begriffen „Bodeneffekt“, „Bodendämpfung“ oder „Bodenzusatzdämpfung“ wird der in der Schallausbreitungsberechnung wichtige Einfluss der zusätzlichen Schallpegelreduzierung in Bodennähe beschrieben. In größeren Abständen treten durch Interferenz des am Boden mit nahezu Phasenumkehr reflektierten Strahls und des direkten Strahls in der Regel Schallpegelminderungen auf. So wird ein Teil des Schalls reflektiert und es kommt zu einer Überlagerung mit dem Schall, der sich direkt zwischen Quelle und Empfänger ausbreitet [140]. Ein Teil der Schallenergie wird darüber hinaus durch den Untergrund aufgenommen und es kommt zu einer zusätzlichen Dämpfung von mehreren Dezibel gegenüber der Ausbreitung in freier Atmosphäre. Dadurch können beim Landeanflug und beim Start Form und Größe einer Lärmkontur in der direkten Umgebung eines Flughafens signifikant beeinflusst werden.

Die Höhe der Bodendämpfung B ist maßgeblich von der Entfernung s zwischen Flugzeug F und Beobachter P_B und dem Bodensichtwinkel β abhängig (Abbildung 4.10).

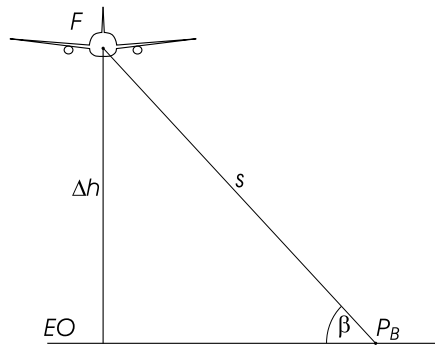


Abbildung 4.10: Der Bodensichtwinkel β zwischen Beobachter P_B auf der Erdoberfläche EO und einem Flugzeug F . Die Höhe Δh ist die Differenz aus der Flughöhe und der Höhe, in der sich der Beobachter befindet.

Der Bodensichtwinkel berechnet sich damit aus

$$\beta = \arcsin\left(\frac{\Delta h}{s}\right) \quad (4.16)$$

β : Bodensichtwinkel [°]
 Δh : Höhendifferenz zwischen Flugzeug und Beobachter [m]
 s : Abstand zwischen Schallquelle und Beobachter [m]

Für die Kalkulation der Bodenzusatzdämpfung wurden in der Vergangenheit mehrere Verfahren entwickelt, von denen hier drei kurz vorgestellt werden.

Die Bodenzusatzdämpfung der AzB

In der Anleitung zur Berechnung von Fluglärm (AzB) [4] wird ein Verfahren zur Kalkulation der Bodenzusatzdämpfung B_{AzB} vorgeschlagen, das neben dem Abstand s und dem Bodensichtwinkel β auch die jeweilige Frequenz ν des Schalls berücksichtigt. Dabei wird jedoch nur bei Bodensichtwinkeln unterhalb von 15° von einem zusätzlichen Dämpfungseffekt des A-bewerteten Schallpegels L_A ausgegangen.

$$\begin{aligned}
 L_A &= L_A(\text{ohne } B_{AzB}) - f(\beta) \cdot L_{mind}(\nu) \\
 L_{mind}(\nu) &= L_A(\text{ohne } B_{AzB}) - L_A(\text{mit } B_{AzB}) \\
 B_{AzB,n}(s) &= G_n \frac{R_n \frac{s}{s_1}}{\sqrt{1 + \left(R_n \frac{s}{s_1}\right)^2}} \\
 f(\beta) &= \begin{cases} 1 - \frac{\sin(\beta)}{\sin(15^\circ)} & \text{für } \beta \leq 15^\circ \\ 0 & \text{für } \beta > 15^\circ \end{cases}
 \end{aligned} \tag{4.17}$$

L_A : A-bewertete Schallpegel unter Berücksichtigung der Bodendämpfung [dB]

$B_{AzB,n}(s)$: Schallpegeldämpfung des n -ten Oktavbandes durch den Einfluss der Erdoberfläche in Abhängigkeit von der Entfernung s [dB]

$L_A(\text{ohne } B_{AzB})$: A-bewerteter Schallpegel ohne Berücksichtigung der Bodendämpfung [dB]

$L_A(\text{mit } B_{AzB})$: A-bewerteter Schallpegel mit Berücksichtigung der Bodendämpfung [dB]

ν : Frequenz [Hz]

s : Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter [m]

β : Bodensichtwinkel vom Beobachter zum Flugzeug [$^\circ$]

G_n : Asymptotische Pegelminderung des n -ten Oktavbandes

R_n : Richtungsfaktor des n -ten Oktavbandes

s_1 : Entfernungskonstante = 700 m

n : Oktavband

Der Parameter $L_{mind}(\nu)$ beschreibt die frequenzabhängige Pegelminderung als Differenz zwischen Gesamtpegel beim Beobachter ohne Berücksichtigung der Bodendämpfung $L_A(\text{ohne } B_{AzB})$ und deren Berücksichtigung $L_A(\text{mit } B_{AzB})$.

Die Funktion $B_{AzB,n}(s)$ beschreibt die entfernungs- und frequenzabhängige Bodendämpfung für das n -te Oktavband. Die asymptotische Pegelminderung G_n und die Richtungsfaktoren R_n sind für jedes der acht in der AzB betrachteten Oktavbänder dort angegeben. Die Berechnungen werden für die Mittenfrequenzen ν der acht Oktavpegel jeweils getrennt durchgeführt. In Abbildung 4.11 ist die Bodendämpfung für die Oktavmittenfrequenz $\nu = 1000$ Hz für Bodensichtwinkel von 0° bis 15° und bis zu einer Entfernung von 1500 m dargestellt.

Die Bodenzusatzdämpfung der SAE

Die Berechnung des Bodeneffektes im INM [111] basiert auf einer Rechenvorschrift der Society of Automotive Engineers (SAE) [122]. Ähnlich wie bei der VDI-Vorschrift wird hier eine frequenzunabhängige Dämpfung ermittelt, die sich allerdings noch bei Bodensichtwinkeln bis zu 60° bemerkbar macht. Sie gliedert sich ebenfalls in einen abstands- und einen bodensichtwinkelabhängigen Term. Der abstandsabhängige Teil beträgt für

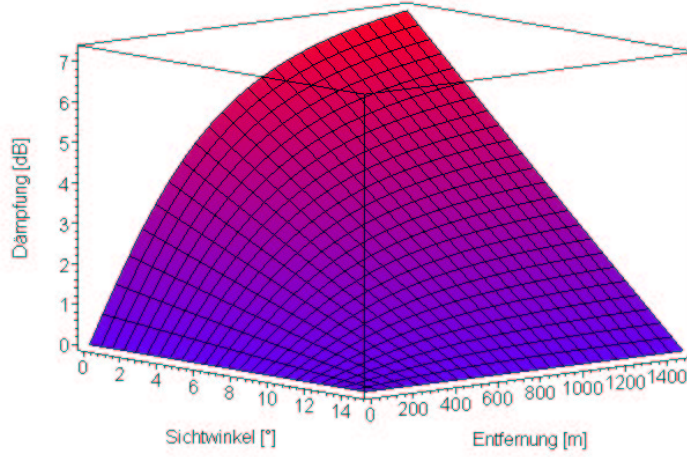


Abbildung 4.11: Entfernungs- und bodensichtwinkelabhängige Bodenzusatzdämpfung bei 1000 Hz nach einer Berechnungsvorschrift der AzB [4].

Entfernungen oberhalb von 914 m (3000 ft) konstant 13.86 dB und unterhalb dieser Entfernung berechnet er sich nach Gleichung 4.18:

$$B_{SAE,G}(s) = \begin{cases} 15.09 (1 - e^{-0.00274s}) & \text{für } 0 \leq s \leq 914 \text{ m} \\ 13.86 & \text{für } s > 914 \text{ m} \end{cases} \quad (4.18)$$

$B_{SAE,G}(s)$: Bodendämpfungsterm für ebenerdige Geräuschquellen [dB]
 s : Abstand zwischen Beobachter und Flugzeug [m]

Für einen Bodensichtwinkel β oberhalb von 60° wird die Dämpfung auf Null gesetzt, unterhalb dieses Winkels wird sie nach Gleichung 4.19 berechnet:

$$B_{SAE}(s, \beta) = \begin{cases} \frac{B_{SAE,G}(s)}{13.86} (3.96 - 0.066\beta + 9.9e^{-0.13\beta}) & \text{für } 0^\circ \leq \beta \leq 60^\circ \\ 0 & \text{für } \beta > 60^\circ \end{cases} \quad (4.19)$$

$B_{SAE}(s, \beta)$: Bodenzusatzdämpfung nach einer Berechnungsvorschrift der SAE [dB]
 β : Bodensichtwinkel vom Beobachter zum Flugzeug [°]

Der Einfluss dieser Dämpfung in Abhängigkeit von Distanz und Bodensichtwinkel ist für Abstände bis 914 m und Bodensichtwinkel von 0° bis 60° in Abbildung 4.12 dargestellt.

Die Bodenzusatzdämpfung der EMPA

Die schweizerische Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (EMPA) verwendet in ihrem Fluglärmberechnungsprogramm FLULA eine eigene Berechnungsvorschrift zur Abschätzung des Bodeneffektes, die sie Mitte der achtziger Jahre in

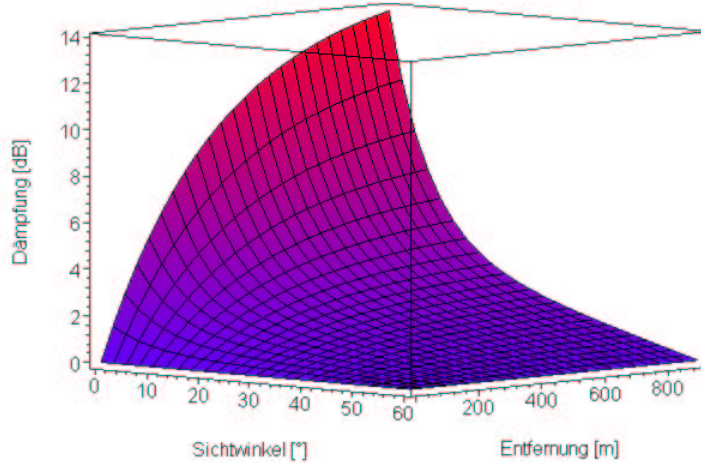


Abbildung 4.12: Entfernungs- und bodensichtwinkelabhängige Bodenzusatzdämpfung nach einer Berechnungsvorschrift der SAE [122].

Analogie aus einer empirischen Formel und Messwerten herleitete [138]. Die Berechnung zur Schallpegelkorrektur bezieht sich hier wieder nur auf die Bodendämpfung in Bodennähe bei einem Bodensichtwinkel β unterhalb von 15° .

$$B_{EMPA}(s, \beta) = \begin{cases} [1 - 3.8637 \cdot \sin(\beta)] \cdot [10.1451 - 9.9 \cdot e^{-0.00134 \cdot s}] & \text{für } \beta < 15^\circ \\ 0 & \text{für } \beta \geq 15^\circ \end{cases} \quad (4.20)$$

$B_{EMPA}(s, \beta)$: Bodenzusatzdämpfung nach einem Verfahren der EMPA [dB]

β : Bodensichtwinkel vom Beobachter zum Flugzeug $[\circ]$

s : Abstand zwischen Beobachter und Flugzeug [m]

Für Bodensichtwinkel zwischen 0° und 15° und eine Entfernung bis 3000 m ist der Einfluss der Bodenzusatzdämpfung in Abbildung 4.13 dargestellt.

Zusammenfassung Bodenzusatzdämpfung

Die Vielzahl der Verfahren zur Berechnung der Bodenzusatzdämpfung deutet darauf hin, dass die verwendeten Methoden größtenteils empirisch und ohne eine einheitliche Datengrundlage entwickelt wurden. So weisen sie insbesondere beim maximalen Dämpfungspegel sehr deutliche Unterschiede auf. Die größte Dämpfung nach AzB liegt ungefähr bei 7 dB, die der EMPA bei 10 dB und die der SAE bei 14 dB. Im direkten Vergleich zwischen AzB und SAE bedeutet dies um bis zu 20% größere Lärmkonturen in der unmittelbaren Umgebung eines Flughafens [71].

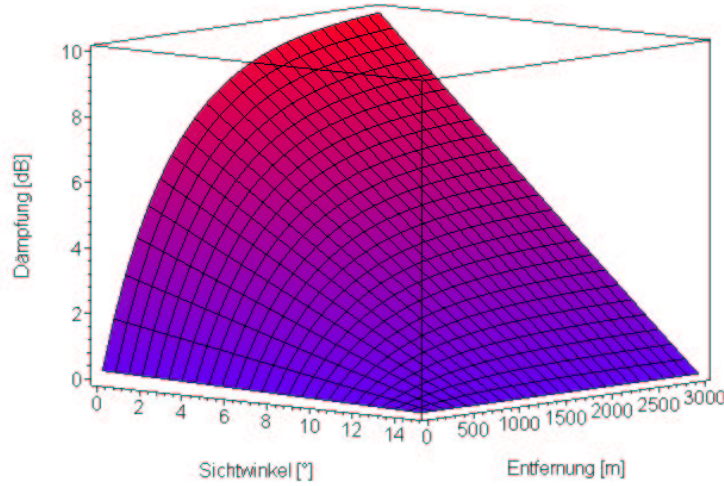


Abbildung 4.13: Entfernungs- und bodensichtwinkelabhängige Bodenzusatzdämpfung nach einer Berechnungsvorschrift der EMPA [138].

Abgesehen von der SAE beginnt bei allen vorgestellten Verfahren der Einfluss der Bodendämpfung erst bei einem Bodensichtwinkel unterhalb von 15° , bei der SAE sinkt der Dämpfungswert für große Entfernungen erst oberhalb von 45° unter 1 dB.

Zu untersuchen welches der vorgestellten Berechnungsverfahren den in der Natur zu beobachteten Dämpfungseinfluss am Besten wiedergibt, erfordert umfangreiche Experimente und kann hier nicht beurteilt werden. Von der Seite des Rechenaufwands betrachtet sind die frequenzunabhängigen Berechnungsvorschriften der SAE und der EMPA die schnelleren Varianten. Für in Deutschland durchgeführte Fluglärmsimulationen ist die Verwendung der AzB vorgeschrieben, doch benötigt diese zum einen flugzeugklassenspezifische Parameter und zum anderen ist ihre Berechnung relativ zeitaufwändig. Die Verfahren der EMPA und die AzB ergeben abgesehen von der maximalen Dämpfung unter gleichen Bedingungen sehr ähnliche Werte, sodass sie zumindest über die gemittelten Frequenzen als gleichwertig angesehen werden können. Im Folgenden wird deshalb das EMPA-Verfahren für die weitere Fluglärmabschätzung herangezogen.

Damit erweitert sich die Formel zur Fluglärmabschätzung L um eine vom Abstand s und vom Bodensichtwinkel β abhängige Bodenzusatzdämpfung B_{EMPA} :

$$L(s, \vartheta, s_{Th}, \beta) = L_0(s_0, v_0, \vartheta, F_0) + \Delta L_G(s_{Th}) - D(s) - B_{EMPA}(s, \beta) \quad (4.21)$$

4.3.3 Die Bevölkerungsverteilung

Für die Berechnung eines bevölkerungsabhängigen Lärmindizes wird neben den Flugzeugen als Schallquelle auch die Bevölkerungsdichteverteilung in den vom Fluglärm betroffenen Gebieten benötigt. Die bewohnten Gebiete des Großraumes Frankfurt/Main, der hier beispielhaft betrachtet wird, wurden anhand von Karten digital erfasst. Die Einwohnerzahlen der einzelnen Ortschaften in den Bereichen der Flugschneisen wurden über den Umweltatlas des Landes Hessen [139], das Statistische Jahrbuch der Stadt Frankfurt am Main 2002 [129] und über die Internetseiten der jeweiligen Stadtverwaltung ermittelt und zusammen mit den Lagedaten in einer Datenbank erfasst. Daraus entstand eine digitale Karte mit der Lage von besonders betroffenen Ortschaften mit über 5000 Einwohnern.

Zur Vereinfachung der Digitalisierung wurden nicht die Besiedlungsgrenzen der einzelnen Orte, sondern der geografische Mittelpunkt sowie der mittlere Durchmesser jeder Ortschaft gespeichert. Für die geografische Zuordnung der Bevölkerungsdaten wird die Anzahl der Gitterpunkte des verwendeten Rechengitters innerhalb der Ortschaft ermittelt und anschließend die Anzahl der Einwohner gleichmäßig auf diese Gitterpunkte verteilt.

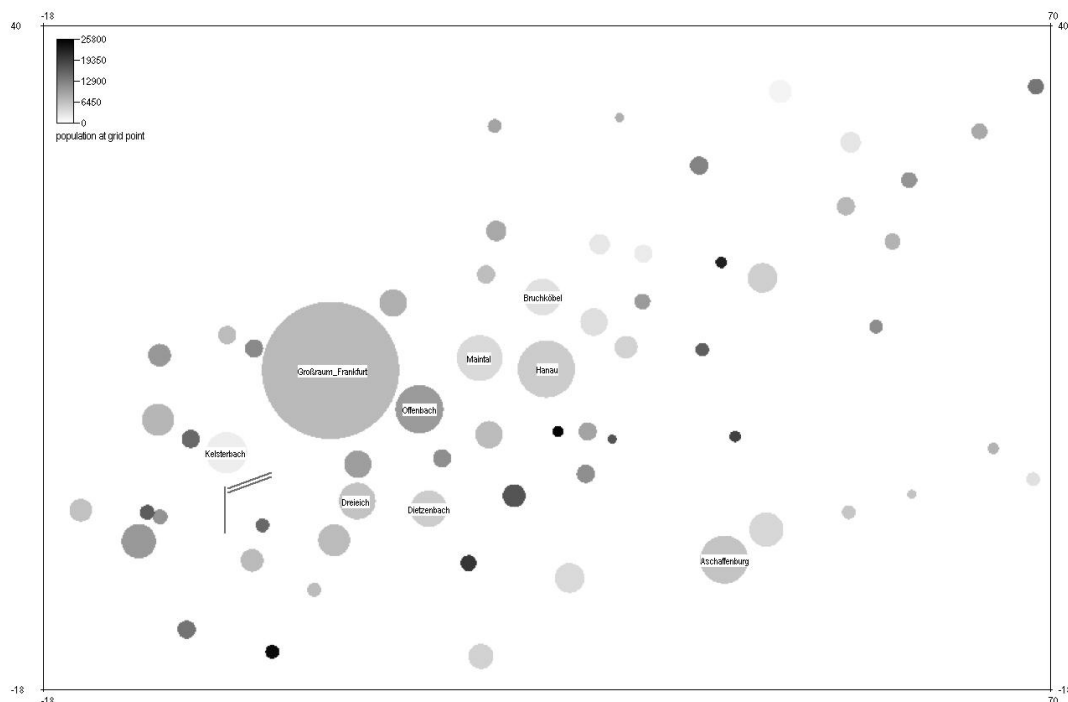


Abbildung 4.14: Ausschnitt aus dem Untersuchungsgebiet um den Flughafen Frankfurt mit der Bevölkerungsverteilung pro Rechengitterpunkt.

Ein Gitterpunkt repräsentiert inhaltlich immer die ihn umgebende Fläche in Abhängigkeit des Abstandes zu den benachbarten Gitterpunkten und damit zur räumlichen Auflösung des Rechengitters. Durch die Zuordnung der Einwohner pro Gitterpunkt erhält man also direkt die räumlich verteilte Bevölkerungsdichte:

$$\delta_i = \frac{E_i}{G_i} \quad (4.22)$$

δ_i : Einwohner pro Gitterpunkt innerhalb der Ortschaft i

E_i : Anzahl Einwohner der Ortschaft i

G_i : Anzahl Gitterpunkte innerhalb der Ortschaft i

In Abbildung 4.14 ist ein 88 km·58 km großer Ausschnitt des betrachteten Gebietes mit den am dichtesten besiedelten Bereichen dargestellt. Je dunkler die Gebiete, desto mehr Menschen wohnen dort pro Flächeneinheit. Der Großraum Frankfurt wird hier als eine zusammenhängende besiedelte Fläche betrachtet, auf der sich die Einwohner gleichmäßig verteilen. Dadurch kommt es im Innenstadtbereich von Frankfurt zu einer leichten Unter- und in den Stadtrandgebieten zu einer Überschätzung der Bevölkerungsdichte. In der Summe entspricht die Anzahl der im Stadtgebiet wohnenden Menschen jedoch den realen Verhältnissen.

4.4 Die Atmosphäre

Die Meteorologie hat einen großen Einfluss auf die angewandten An- und Abflugprozeduren an zivilen Flughäfen. Neben Sichtbeschränkungen durch tiefe Wolkenschichten und Nebel können Gewitterzellen und Sturmfronten eine Beeinträchtigung für die Sicherheit darstellen und müssen gegebenenfalls umflogen werden [78]. Auch die Windrichtung und -geschwindigkeit haben einen entscheidenden Einfluss auf die Flugstrecken und die angewandten Start- und Landeverfahren.

Doch das aktuelle Wetter hat auch eine deutliche Wirkung auf die Schallausbreitung in der Atmosphäre [121]. So beeinflussen neben der Windgeschwindigkeit und Windrichtung auch die Temperatur und die relative Luftfeuchtigkeit die Entfernung, in der ein Geräusch mit einem bestimmten Schallpegel noch wahrgenommen wird. Mit der Temperatur ändert sich die Schallgeschwindigkeit. Der Temperaturgradient wiederum bewirkt zusammen mit dem Windgeschwindigkeitsgradienten eine Brechung der Schallstrahlen in der Atmosphäre, die zur Ausbildung von akustischen Schattenzonen führt.

4.4.1 Die atmosphärische Absorption

Die atmosphärische Absorption (Dissipation) setzt sich aus der klassischen und der molekularen Absorption zusammen, deren dämpfender Einfluss proportional zur zurückgelegten Wegstrecke ist [130]. Die klassische Dämpfung α_{class} basiert auf dem Energieverlust durch die Umwandlung von Schallenergie in Wärme. Die beiden klassischen Mechanismen innere Reibung durch Viskosität und Wärmeleitung sind von der Temperatur T und der Schallfrequenz ν abhängig, haben aber zusammen nur einen relativ geringen Einfluss auf die Schallreduzierung. Je höher die Frequenz, desto stärker wird die klassische Dämpfung, doch erreicht sie bei 10 kHz nur ungefähr 1.2 dB pro 100 m Ausbreitungsstrecke [121]. Die molekulare Dämpfung α_{mol} hingegen, die von der Lufttemperatur, der relativen Luftfeuchtigkeit RH und der Frequenz abhängig ist, variiert über einen weiten Dämpfungsbereich und kann den Schalldruckpegel bei 10 kHz bis zu 30 dB pro 100 m reduzieren. Physikalisch basiert sie auf Relaxationsprozessen der Sauerstoff- und Stickstoffmoleküle in der Luft. Die Gesamtabsorption D_{Atm} kann nach

SAE-Richtlinie durch eine einfache Addition der Absorptionsleistungen ermittelt werden [121]:

$$D_{Atm}(\nu, T, RH, s) = (\alpha_{class}(\nu, T) + \alpha_{mol}(\nu, T, RH)) \cdot (s - s_0) \quad (4.23)$$

$D_{Atm}(\nu, T, RH, s)$: Atmosphärische Absorption in Abhängigkeit von Frequenz, Lufttemperatur, relativer Luftfeuchtigkeit und Abstand [dB/m]

$\alpha_{class}(f, T)$: Klassische Absorption [dB/m]

$\alpha_{mol}(f, T, RH)$: Molekulare Absorption [dB/m]

s : Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter [m]

s_0 : Referenzabstand [m]

ν : Frequenz [Hz]

T : Lufttemperatur [°C]

RH : Relative Luftfeuchtigkeit [%]

Die Frequenzabhängigkeit der atmosphärischen Dämpfung ist in Abbildung 4.15 für Standardatmosphärenbedingungen dargestellt. Während die Schallpegel mit niedrigen Frequenzen bis 250 Hz durch die Luft kaum reduziert werden, ist die Dämpfung bei den hohen Frequenzen oberhalb von 2000 Hz mit über 10 dB/km sehr deutlich. In der Praxis der Fluglärm ausbreitung bedeutet dies, dass hochfrequente Geräusche wie Pfeiftöne nur in der näheren Umgebung eines Flugzeugs zu hören sind, tieffrequente Töne hingegen werden in der Luft sehr weit getragen und können vom Menschen auch über Distanzen von mehreren Kilometern noch wahrgenommen werden.

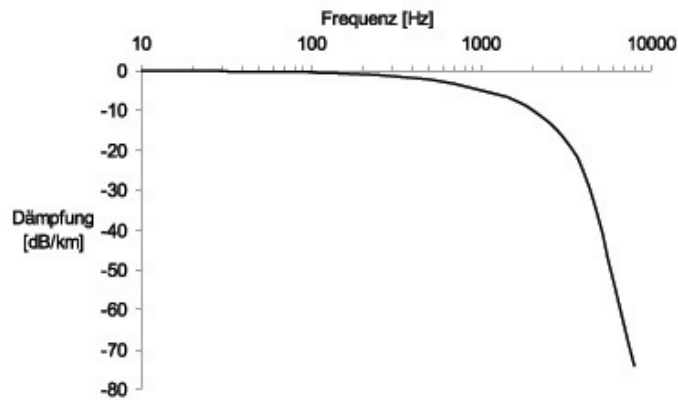


Abbildung 4.15: Die frequenzabhängige atmosphärische Absorption unter den Bedingungen der Standardatmosphäre.

Der Einfluss von Regen, Schneefall und Nebel hat sich auf die Schallausbreitung in der freien Atmosphäre als sehr gering erwiesen und wird deshalb bei der Fluglärmbeurteilung nicht explizit berücksichtigt. Der Eindruck einer besseren Schallübertragung bei einer Schneedecke oder Nebel dürfte auf einen niedrigeren Grundgeräuschpegel zurückzuführen sein [130].

Um Lärmmessungen und -berechnungen besser vergleichen zu können, geht die Berechnungsvorschrift des VDI [140] von einer Standardatmosphäre aus, doch kann es dadurch bei anderen Wetterlagen zu einer Unter- oder Überschätzung des tatsächlichen Dämpfungseffektes kommen [87]. Die Normatmosphäre hat eine Lufttemperatur von

15°C bei 70% relativer Feuchtigkeit und einen höhenabhängigen Temperaturgradienten von $-6.5^{\circ}\text{C}/\text{km}$ [25]. Auch die relative Luftfeuchtigkeit ändert sich mit der Höhe, allerdings nicht so konstant wie die Temperatur. Von der Luftfeuchtigkeit am Boden sinkt (oder steigt) sie im Mittel auf etwa 50% in 3 km Höhe, um dann bis zu einer Höhe von ungefähr 7 km konstant zu bleiben. Darüber hinaus sinkt sie bis zu einer Höhe von 12 km auf ungefähr 20% ab [92].

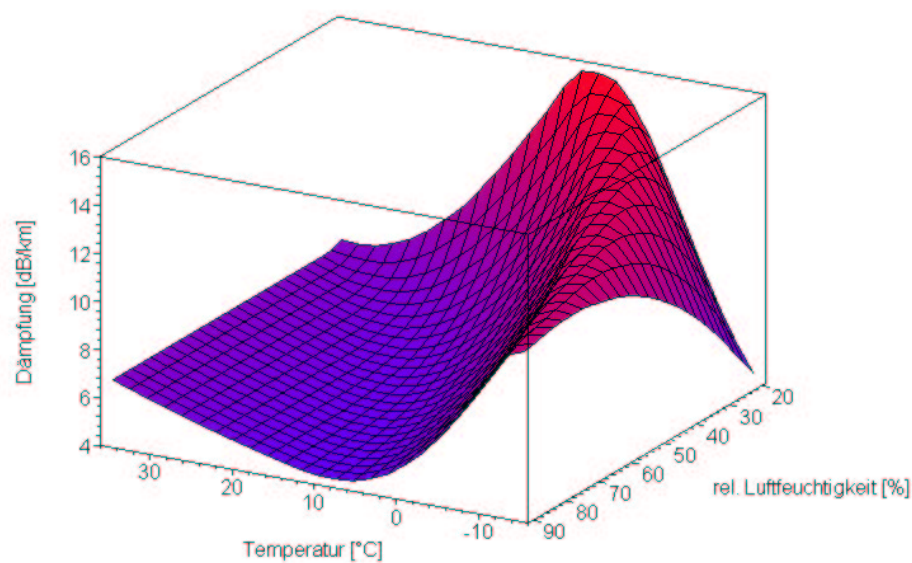


Abbildung 4.16: Der Einfluss von Temperatur T und relativer Luftfeuchtigkeit RH auf die atmosphärische Schalldämpfung.

Die SAE hingegen bietet für einen weiten Temperatur- und Luftfeuchtigkeitsbereich eine umfangreiche Berechnungsvorschrift mit spezifischen Kennwerten an [121]. In Abbildung 4.16 ist die damit berechnete Absorption in Abhängigkeit von der Lufttemperatur und der relativen Luftfeuchtigkeit dargestellt. Dargestellt ist die mittlere Dämpfung über die vier spektral gerechneten Oktavbänder 250, 500, 1000 und 2000 Hz.

Dabei wird deutlich, dass die Dämpfung in einem Temperaturbereich von -10°C bis 35°C bei sehr trockener Luft um mehr als den Faktor 3 variieren kann⁶. Im Bereich von 20% bis 90% relativem Feuchtigkeitsgehalt schwankt die Dämpfung bei konstanter Lufttemperatur von 15°C zwischen 4.5 dB und 10 dB, also mehr als um den Faktor 2 pro Kilometer.

Für eine Echtzeitvorhersage der Lärmbelastung durch ein an- oder abfliegendes Luftfahrzeug in der Umgebung eines Flughafens reicht die Annahme einer Standardatmosphäre normalerweise nicht aus. In Abbildung 4.17 ist die Stärke der atmosphäri-

⁶In der SAE „Standard Values of Atmospheric Absorption as a Function of Temperature and Humidity“ [121] wird ein Gültigkeitsbereich für die verwendeten Modelle von 0°F bis 100°F Lufttemperatur angegeben (entspricht ungefähr $-17,8^{\circ}\text{C}$ bis $37,8^{\circ}\text{C}$) und 10% bis 100% relativer Luftfeuchtigkeit.

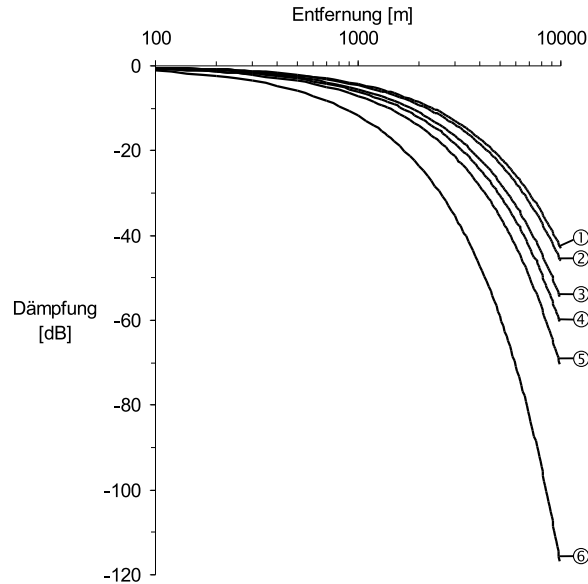


Abbildung 4.17: Einfluss der atmosphärischen Dämpfung für ausgewählte Temperatur-Luftfeuchtigkeitskombinationen in Abhängigkeit von der Entfernung zwischen Schallquelle und Beobachter. Die Erläuterungen zu den Zahlen befinden sich in Tabelle 4.1.

schen Dämpfung für ausgewählte Temperatur-Luftfeuchtigkeitskombinationen im Verhältnis zur vom Schall zurückgelegten Strecke dargestellt (Tabelle 4.1). Diese Werte ergeben sich wiederum aus den Mittelwerten der spektral berechneten Oktavmittelfrequenzen bei 200, 500, 1000 und 2000 Hz.

Kennlinie Abbildung 4.17	Temperatur [°C]	rel. Luftfeuchtigkeit [%]	D_{Atm} [dB/km]
1	5	90	4.3
2	15	70	4.6
3	25	80	5.5
4	30	50	6.1
5	10	40	7.1
6	5	30	11.8

Tabelle 4.1: Die atmosphärische Schalldämpfung D_{Atm} pro Kilometer in Abhängigkeit verschiedener Temperatur-Luftfeuchtigkeitskombinationen.

Daraus wird deutlich, dass an einem feucht-kühlen Herbsttag bei 5°C und einer Luftfeuchtigkeit von 90% die atmosphärische Dämpfung mehr als doppelt so hoch ist wie an einem schwülheißen Sommertag mit 25°C und einer Luftfeuchtigkeit von 80%. So kann es durchaus vorkommen, dass eine Flugstrecke, die im Herbst ohne größere Beeinträchtigungen der Bevölkerung geflogen wird, im Hochsommer zu einer erheblichen Fluglärmbelastung führt.

Eine Fluglärmrechnung kann in Frankfurt auf die aktuellen meteorologischen Daten verschiedener Wetterstationen zurückgreifen, die sich im Umkreis des Flughafens befinden und ihre Daten in Echtzeit zur Verfügung stellen. Für die Berechnung zunächst entscheidend sind die Lufttemperatur und Luftfeuchtigkeit, bei einer Erweiterung des Modells könnten noch die Windrichtung und -geschwindigkeit als weitere Hauptfaktoren der atmosphärischen Schallausbreitung ergänzt werden [131]. Die verfügbaren Daten aus Frankfurt repräsentieren allerdings nur die aktuellen meteorologischen Bedingungen in Bodennähe, die für die Fluglärmabschätzung zunächst noch in eine Funktion der Höhe umgerechnet werden müssen.

Bei einer genaueren Simulation des Übertragungsverhaltens der Atmosphäre kann die Luftschicht zwischen Erdoberfläche und Flugzeug in einzelne als homogene angesehene Schichten eingeteilt werden, für die jeweils die Absorption in Abhängigkeit der Lufttemperatur berechnet wird [119]. Anschließend werden die einzelnen Absorptionswerte für die von den Schallstrahlen innerhalb einer Schicht zurückgelegten Strecken aufsummiert und man erhält für einen bestimmten Schallstrahl die Gesamtaborption durch die Atmosphäre. Je dünner die einzelnen Schichten sind, desto genauer lässt sich die Absorption abschätzen.

Damit erweitert sich die Formel zur Fluglärmabschätzung L um einen Term zur Berechnung der atmosphärischen Dämpfung D_{Atm} :

$$L(s, \vartheta, s_{Th}, \beta, T, RH) = L_0(s_0, v_0, \vartheta, F_0) + \Delta L_G(s_{Th}) - D(s) - B_{EMPA}(s, \beta) - D_{Atm}(T, RH, s) \quad (4.24)$$

4.4.2 Der Weg des Schalls durch die Atmosphäre

Die Bewegung des Schallstrahls durch die Atmosphäre verläuft entlang eines gekrümmten Ausbreitungsweges. Der Krümmungsradius dieses Weges ist dabei hauptsächlich von der Lufttemperatur und den aktuellen Windverhältnissen abhängig und hat einen Einfluss auf den Schallpegel am Immissionsort.

Die quantitative Berechnung der Wirkung ist jedoch sehr aufwändig und ändert sich entscheidend mit Richtung und Geschwindigkeit des Windes. In den warmgemäßigten Breiten, in denen sich Mitteleuropa klimatisch befindet, existieren zwar vorherrschende Windrichtungen, doch sind die Wechsel unregelmäßig und die Mittelwerte weisen eine sehr große Streuung auf. Aus diesen Gründen werden bei der Fluglärmrechnung meistens quasi als Kompromiss windstille Verhältnisse als Mittelwert aller meteorologischen Gegebenheiten angenommen [25]. Diese erleichtern allerdings auch den Vergleich zwischen unterschiedlichen Schallpegelmessungen oder -berechnungen.

In diesem Kapitel werden Verfahren zur Abschätzung der temperatur- und windabhängigen Schallstrahlenkrümmung vorgestellt und einige der daraus resultierenden Effekte erläutert.

Schattenzonen und die Wegverlängerung durch Schallstrahlenbrechung

Durch die Änderung der Lufttemperatur mit der Höhe kommt es zu einer Veränderung der Schallstrahlenausbreitung. Ähnlich wie bei der Brechung von optischen Strahlen beim Übergang zwischen zwei Medien unterschiedlicher Dichte werden Schallstrahlen beim Übergang von einem akustisch dichten in ein akustisch weniger dichtes Medium

von der z-Achse weggebrochen [142]. Die akustische Dichte der Luft ist abhängig von ihrer spezifischen Dichte und diese wiederum ist temperaturabhängig.

Haben die beiden Medien darüber hinaus unterschiedliche Windgeschwindigkeiten v_{W1} und v_{W2} , kommt es aufgrund der richtungsabhängigen Addition der Schallgeschwindigkeit a und der Windgeschwindigkeit v_W ebenfalls zu unterschiedlichen Schallausbreitungsgeschwindigkeiten und damit zu einer Verstärkung oder Abschwächung des Brechungseffektes (Abbildung 4.18).

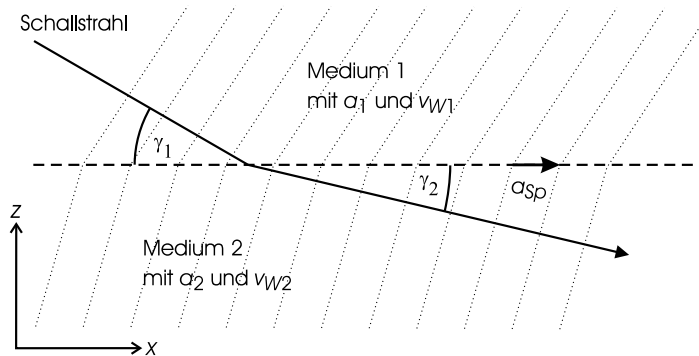
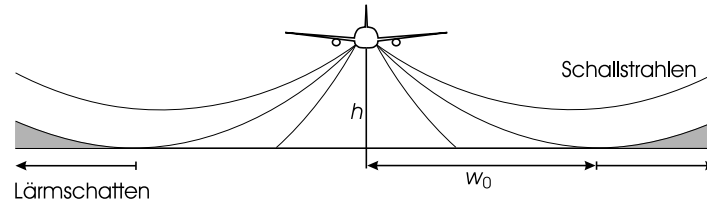


Abbildung 4.18: Brechung eines Schallstrahls beim Übergang von einem akustisch dichten in ein akustisch weniger dichtes Medium.

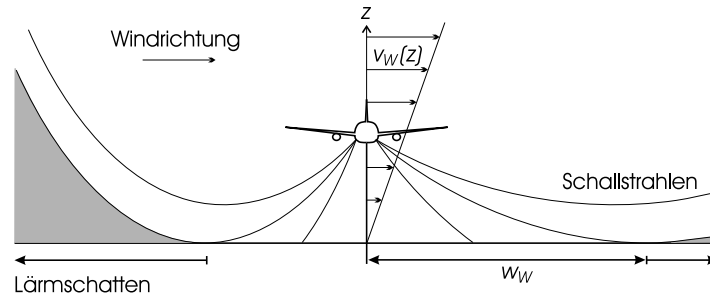
In Mitteleuropa sind Wetterlagen mit einer labilen Luftschichtung, bei der die Temperatur mit der Höhe abnimmt, häufiger als stabile Temperaturschichtungen. Letztere treten hier insbesondere nachts in den Wintermonaten auf. Bei einer labilen Luftschichtung werden die Schallstrahlen vom Boden weg gebrochen, bis es ab einer höhenabhängigen Entfernung w_0 nur noch zu einer tangentialen Annäherung der Schallstrahlen an die Erdoberfläche kommt. Darüber hinaus entsteht eine sogenannte akustische Schattenzone, in die durch den gekrümmten Verlauf kein direkter Schallstrahl mehr gelangt (Abbildung ??). Im Gegensatz dazu werden bei einer stabilen Luftschichtung, bei der die Lufttemperatur mit der Höhe zunimmt, die Schallstrahlen zur Erdoberfläche hin gebrochen und dort teilweise reflektiert. Der Effekt des Temperaturgradienten ist im Azimut richtungsunabhängig, der Windeinfluss hingegen ist abhängig von seiner Bewegungsrichtung.

Der Übergang in die akustische Schattenzone ist im allgemeinen nicht scharf. Es gibt einen Übergangsbereich, in dem die Zusatzdämpfung mit dem Abstand je nach Winkel zur Windrichtung unterschiedlich rasch abnimmt [130]. Ein kleiner Betrag der Schallenergie wird allerdings auch in die akustischen Schattenzonen transportiert, da es durch Mehrfachreflexionen an der Erdoberfläche, durch Temperaturinhomogenitäten und durch Turbulenzen sowie durch weitere Effekte der bodennahen Schallausbreitung (beispielsweise durch Oberflächenwellen) zu einer Ausbreitung in diese Bereiche kommt [69]. Beim Übergang in die Schattenzone beträgt die Zusatzdämpfung um die 25 dB, sie kann aber auch bis zu 30 dB erreichen [70].

Bei geringeren Windgeschwindigkeiten verstärkt sich der Schallstrahlenbrechungseffekt in Windrichtung und die Schallstrahlen erreichen die Erdoberfläche bereits nach einer kürzeren Strecke als bei Windstille. Auf der windabgewandten Seite hingegen reduziert sich der Brechungseffekt und die Schallstrahlen legen eine entsprechend längere Strecke zurück, bevor sie den Boden erreichen (Abbildung ??). Bei höheren Windge-



(a) Lärmschatten ohne Windeinfluss.



(b) Lärmschatten unter Windeinfluss.

Abbildung 4.19: Schematische Darstellung des Einflusses von Wind auf die Krümmungsradien der Schallstrahlen bei labiler Luftschichtung (Quelle: [21]).

schwindigkeiten kommt es auf der windabgewandten Seite zu einer Umkehrung der Verhältnisse und die Schallstrahlen werden ähnlich wie bei einer stabilen Wetterlage zur Erdoberfläche hin gebrochen [67].

Das Brechungsmodell lässt sich sehr gut über den Vorgang an der Grenze zwischen zwei Luftschichten in der x-z-Ebene erläutern (Abbildung 4.18). In dieser Ansicht befinden sich Flugzeug und Beobachter sowie die Windgeschwindigkeitskomponenten v_{W1} und v_{W2} in der gleichen Ebene und die untere Schicht stellt die akustisch dünnere Schicht dar (entspricht einer labilen Wetterlage mit abnehmender Temperatur in der Höhe). Innerhalb der betrachteten Schichten werden die Windgeschwindigkeit, Temperatur und Schallgeschwindigkeit als homogen angenommen. Beim Auftreffen der Schallwellen aus dem Medium 1 auf die Grenzfläche zum Medium 2 unter dem Winkel γ_1 wird der Strahl unter dem Winkel γ_2 zur Grenzfläche hin gebrochen. Am Übergang müssen sich die Druckflächen gleicher Phase (die Druckberge und -täler sind als gepunktete Linien dargestellt) mit der gleichen Spurgeschwindigkeit (Geschwindigkeit der Wellenfront) bewegen [87]. Daraus resultiert

$$a_{Sp} = v_{W1} + \frac{a_1}{\cos \gamma_1} = v_{W2} + \frac{a_2}{\cos \gamma_2} = \text{const.} \quad (4.25)$$

a_{Sp} : Spurgeschwindigkeit [m/s]

v_{W1}, v_{W2} : Windgeschwindigkeiten im Medium 1 und 2 [m/s]

a_1, a_2 : Schallgeschwindigkeiten im Medium 1 und 2 [m/s]

γ_1, γ_2 : Winkel der Schallstrahlen zur Grenzfläche [°]

Schallstrahlenverlauf unter Einfluss einer konstanten Windgeschwindigkeit

Zur Beschreibung des gekrümmten Schallstrahlenverlaufs unter Windeinfluss hat Isermann unter Annahme von infinitesimal dünnen Schichten die folgende Gleichung aufgestellt [69]:

$$x(z) = \int \frac{a(z)dz}{\sqrt{(a_{Sp} - v_W(z))^2 - a(z)^2}} \quad (4.26)$$

$x(z)$: x-Komponente des Schallstrahlenverlaufs in Abhängigkeit der Höhe z [m]
 a_{Sp} : Spurgeschwindigkeit [m/s]
 $a(z)$: Schallgeschwindigkeit in der Höhe z [m/s]
 $v_W(z)$: Windgeschwindigkeit in der Höhe z [m/s]
 z : Höhe [m]

Das Integral ist jedoch nur in sehr wenigen Fällen geschlossen lösbar. Deshalb schlägt Isermann eine einfachere, aber trotzdem realistische Lösung vor, um die Ausbreitung der Schallstrahlen zu berechnen. Ausgehend von einem Schallgeschwindigkeitsgradienten

$$g_a = \frac{\partial a}{\partial h} \quad (4.27)$$

g_a : Schallgeschwindigkeitsgradient [1/s]
 a : Schallgeschwindigkeit [m/s]
 h : Höhe [m]

erhält man ein höhenabhängiges lineares Schallgeschwindigkeitsprofil:

$$a(z) = a_0 + g_a \cdot z \quad (4.28)$$

$a(z)$: Schallgeschwindigkeit in der Höhe z [m/s]
 a_0 : Schallgeschwindigkeit am Boden [m/s]
 g_a : Schallgeschwindigkeitsgradient
 z : Höhe [m]

Zur Vereinfachung setzte er die Windgeschwindigkeit höhenunabhängig auf einen konstanten Wert $v_W(z) = v_{W0}$, der einen Mittelwert aus Windstärke und Richtung repräsentiert. Der Verlauf der Schallbahn lässt sich so sehr einfach analytisch darstellen. Durch Einsetzen von $a(z)$ und v_{W0} in Gleichung 4.26 gelangte er durch Integration zu

$$x^2 + \left(z + \frac{a_0}{g_a}\right)^2 = \left(\frac{a_{Sp} - v_{W0}}{g_a}\right)^2 = \text{const.} \quad (4.29)$$

Damit ergeben sich die Schallstrahlen näherungsweise als Kreise mit dem Radius R und es gilt

$$|R| = \left| \frac{a_{Sp} - v_{W0}}{g_a} \right| \quad (4.30)$$

bzw.

$$R = -\frac{a_0 - v_{W0}}{g_a} \quad (4.31)$$

R : Radius des gekrümmten Schallstrahls [m]

Die Krümmungsrichtung des Strahls ist vom Gradienten der Schallgeschwindigkeit abhängig. Für $g_a < 0$ liegt der Mittelpunkt R_M des Kreises eines Schallstrahls oberhalb der Erdoberfläche und die Strahlen werden nach oben gekrümmt. Bei Inversionswetterlagen ist $g_a > 0$ und die Strahlen verlaufen zum Erdboden hin, da R_M unterhalb der Höhe der Erdoberfläche liegt. Für den speziellen Fall eines linearen Vertikalprofils der Schallgeschwindigkeit kann so die Wirkung auf die Schallausbreitung allein aus den geometrischen Parametern berechnet werden.

Schallstrahlenverlauf unter Einfluss der Lufttemperatur

Da sich normalerweise mit der Höhe auch die Lufttemperatur ändert, verändert sich auch die Schallgeschwindigkeit mit der Höhe, doch ist diese Änderung in den hier betrachteten Luftschicht allgemein gering. Für die Berechnung eines mittleren aktuellen Schallgeschwindigkeitsgradienten kann in der Tropopause Gleichung 4.32 herangezogen werden [40].

$$a(T(z)) = 340.29 \sqrt{\frac{T(z)}{(T_0)_{ISA}}} \quad (4.32)$$

mit

$$T(z) = 273.15 + (T_0 + g_T \cdot z) \quad (4.33)$$

$a(T(z))$: Schallgeschwindigkeit in der Höhe z [m/s]

$T(z)$: Lufttemperatur in Abhängigkeit von der Höhe [K]

$(T_0)_{ISA}$: Temperatur der Internationalen Standardatmosphäre (= 288.15 K)

T_0 : Lufttemperatur am Boden [°C]

g_T : Höhenabhängiger Temperaturgradient [°/m]

Der Temperaturgradient g_T liegt üblicherweise bei $-0.0065^\circ\text{C}/\text{m}$, doch wird dieser von den zuständigen Wetterdiensten regelmäßig gemessen und kann so entsprechend berücksichtigt werden. Der mittlere Schallgeschwindigkeitsgradient g_a kann nun durch eine Mittelwertbildung aus den Schallgeschwindigkeiten am Boden (h_1) und in Flughöhe (h_2) berechnet werden:

$$g_a = \frac{a(T(h_2)) - a(T(h_1))}{h_2 - h_1} \quad (4.34)$$

g_a : Mittlerer Schallgeschwindigkeitsgradient [m/s²]

h_1 : Höhe der Erdoberfläche über NN [m]

h_2 : Flughöhe über NN [m]

Die bodennahe Meteorologie als Funktion der Höhe

Der Windgradient, der für eine realistischere Berechnung des gekrümmten Schallstrahlenverlaufes benötigt wird, kann über das aktuelle Windprofil abgeschätzt werden. Zur Berechnung eines vertikalen Windprofils können am Boden gewonnene Messwerte über Windrichtung und Windgeschwindigkeit in eine Funktion der Höhe nach dem logarithmischen Gesetz von Prandtl extrapoliert werden [81], wobei hier eine um die Messhöhe h_0 erweiterte Form verwendet wird [9]:

$$v_W(h) = v_{W_{h_0}} \cdot \frac{\ln(1 + \frac{h}{h_R})}{\ln(1 + \frac{h_0}{h_R})} \quad (4.35)$$

$v_W(h)$: Windgeschwindigkeit in der Höhe h [m/s]
 h : Höhe [m]
 $v_{W_{h_0}}$: Gemessene Windgeschwindigkeit [m/s]
 h_0 : Höhe, in der die Windgeschwindigkeit gemessen wurde [m]
 h_R : Rauigkeitsbeiwert

Abhängig von der Windgeschwindigkeit $v_{W_{h_0}}$, die in der Höhe h_0 gemessen wurde, lässt sich so die Windgeschwindigkeit v_W in der Höhe h über der Erdoberfläche abschätzen⁷. Der Rauigkeitsbeiwert h_R hat ungefähr 10% der mittleren Bewuchs- bzw. Bebauungshöhe in der unmittelbaren Umgebung der Windmessaanlage. Steht der Windmesser auf einer Rasenfläche mit 10 cm Bewuchshöhe, sollte der Wert $h_R = 0.01$ als Rauigkeitsbeiwert verwendet werden. Dabei ist zu berücksichtigen, dass sich dieser Wert nach einem Schneefall auf ungefähr $h_R = 0.001$ reduziert bzw. im Laufe eines Sommers durch die zunehmende Bewuchshöhe auf $h_R = 0.1$ erhöhen kann [39].

Unberücksichtigt bleibt dabei allerdings, dass sich ab einer Höhe von ungefähr 100 m nicht nur die Windgeschwindigkeit, sondern unter Einfluss eines horizontalen Luftdruckgradienten und der Corioliskraft auch die Windrichtung mit der Höhe ändert [90]. Auf der Nordhalbkugel beschreibt die Windrichtung mit zunehmender Höhe und damit sich reduzierender Reibung an der Erdoberfläche eine Rechtsdrehung, auf der Südhalbkugel der Erde eine Linksdrehung. Der Zusammenhang zwischen Windgeschwindigkeit, -richtung und Höhe wurde von Ekman näherungsweise mit der Ekman-Spirale beschrieben (Abbildung 4.20).

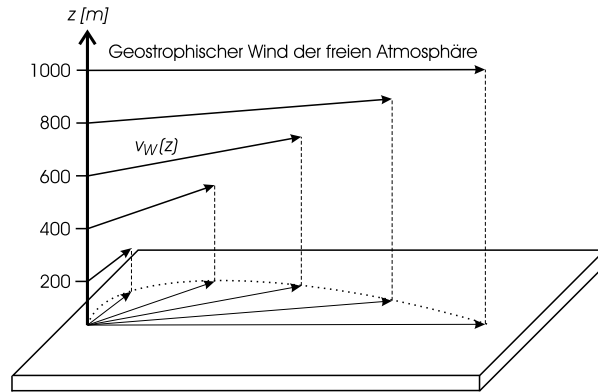


Abbildung 4.20: Höhenabhängige Änderung der Windrichtung und -geschwindigkeit nach Ekman [81].

Im Bereich bis 100 m Höhe (Prandtl-Schicht) kommt es zu keiner Drehung der Windrichtung, doch führen Bewuchs und Bebauung zu turbulenten Strömungsverhältnissen nahe der Erdoberfläche. Oberhalb der Reibungshöhe, die die Untergrenze der

⁷Eigentlich ist das Argument des Logarithmus h/h_R bzw. h_0/h_R , doch wird hier jeweils 1 addiert, um die Windgeschwindigkeit für $h = 0$ m auf Null gehen zu lassen. Auf Höhen oberhalb von 0.1 m hat diese Ergänzung keinen signifikanten Einfluss [124].

freien Atmosphäre beschreibt und in Abhängigkeit von der Erdoberflächenbeschaffenheit und der bodennahen Windgeschwindigkeit bei 750 m bis 1200 m liegt, nimmt die Windgeschwindigkeit kaum noch zu und wird als geostrophischer Wind bezeichnet [92]. Die höhenabhängige Windrichtung ist von den Luftdruckverhältnissen in der Umgebung des Untersuchungsgebietes abhängig.

Basierend auf den aktuellen Wetterdaten kann nun mit der Gleichung 4.35 eine Abschätzung des mittleren Windgradienten g_W durchgeführt werden.

$$g_W = \frac{v_W(h_2) - v_W(h_1)}{h_2 - h_1} \quad (4.36)$$

g_W : Mittlerer Windgeschwindigkeitsgradient [m/s²]

In Abbildung 4.21 ist ein Beispiel für ein Windprofil und die mit einem höhenunabhängigen Windgradienten gemittelten Windgeschwindigkeiten für die in der Umgebung von Flughäfen üblichen Flughöhen dargestellt. Ausgehend von einer Windgeschwindigkeit $v_W = 4$ m/s in 10 m Höhe und einem Rauigkeitsbeiwert $h_R = 0.01$ wurde hier ein mittlerer Windgradient $g_W = 0.0011$ abgeschätzt. Bei verschiedenen Versuchen hat sich gezeigt, dass mit $h_1 = 150$ m und $h_2 = 1250$ m in Gleichung 4.36 gute Näherungen für den Windgradienten g_W in für eine Fluglärmberechnung relevanten Höhen erzielt werden.

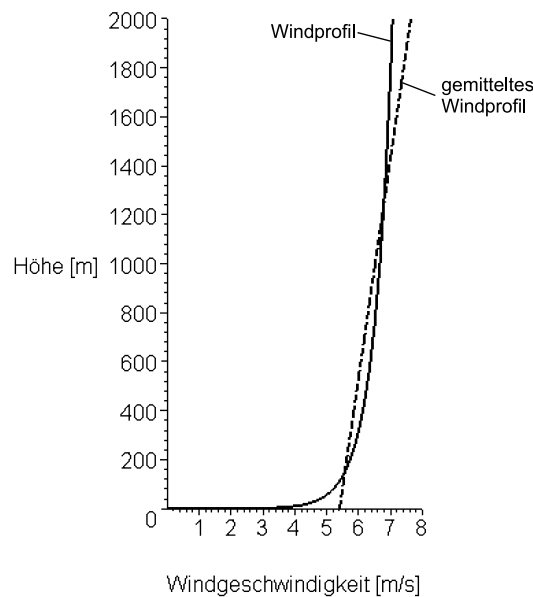


Abbildung 4.21: Berechnetes und mit einem festen Windgradienten gemitteltes Windprofil.

Schallstrahlenverlauf unter Einfluss eines konstanten Windgradienten

Für die Berechnung einer windabhängigen Schallausbreitung wurde von Aylor [3] ein Ansatz zur Berechnung des direkten Abstandes der akustischen Lärmschattengrenze w_W zur Lärmquelle in Abhängigkeit von der Lufttemperatur und den Windverhältnissen vorgeschlagen (vgl. Abbildung ??):

$$d_W(\varepsilon) = \sqrt{\frac{2 \cdot v_{W0} \cdot T_h}{T_h \cdot (\partial v_W / \partial h) \cdot \cos \varepsilon - v_{W0} \cdot (\partial T / \partial h) / 2}} \left(\sqrt{h} + \sqrt{h_B} \right) \quad (4.37)$$

$d_W(\varepsilon)$: Abstand zwischen Flugzeug und akustischer Schattenzone auf der Erdoberfläche [m]

ε : Winkel zwischen Windrichtung und Beobachter [$^\circ$]

v_{W0} : Windgeschwindigkeit in Flughöhe [m/s]

T_h : Lufttemperatur in Flughöhe [K]

h : Flughöhe [m]

h_B : Höhe des Beobachters [m]

Der Windgeschwindigkeitsgradient $(\partial v_W / \partial h)$ beschreibt die Änderung der Windgeschwindigkeit mit der Höhe und der Gradient $(\partial T / \partial h)$ die entsprechende Änderung der Temperatur. Entwickelt wurde dieses Modell für erdnahe Schallquellen in wenigen Metern Höhe, wo der Windgradient noch relativ hoch ist. Es beschreibt den Verlauf der Schattengrenze in Gegenwindrichtung und berücksichtigt den Schallstrahlenverlauf in Windrichtung nur für zur Erde hin gekrümmte Schallstrahlen.

Zur Berechnung der windabhängigen akustischen Schattengrenze unter Berücksichtigung des Windgradienten diente Jacob [75] bei seinem Modell die Kreisgleichung 4.38 als Basis zur Berechnung des horizontalen Abstandes w_W vom Flugzeug mit der Flughöhe h , ab dem sich die gekrümmten Schallstrahlen der Erdoberfläche nur noch tangential annähern und darüber hinaus eine Lärmschattenzone ausbilden (vgl. Abbildung ??):

$$w_W = \sqrt{2Rh - h^2} \quad (4.38)$$

w_W : Horizontaler Abstand zwischen Flugzeug und der akustischen Schattenzone [m]

R : Krümmungsradius des Schallstrahls, der die Erdoberfläche gerade so berührt [m]

h : Flughöhe [m]

Um den mittleren Schallstrahlenradius nicht nur mit einer über die Höhe konstanten Windgeschwindigkeit, sondern auch mit einem Windgeschwindigkeitsgradienten berechnen zu können, verwendete er den gleichen Ansatz wie Isermann [69] (Gleichung 4.31), nahm aber eine Fallunterscheidung vor, die jeweils die Mitwind- bzw. Gegenwindausbreitung berücksichtigte:

$$R(h) = \begin{cases} -\frac{a_h + v_{W0}}{\partial a / \partial h + \partial v_W / \partial h} & \text{für die windabgewandte Seite} \\ -\frac{a_h - v_{W0}}{\partial a / \partial h - \partial v_W / \partial h} & \text{für die windzugewandte Seite} \end{cases} \quad (4.39)$$

R : Radius des Krümmungskreises eines Schallstrahls [m]

a_h : Schallgeschwindigkeit in Flughöhe [m/s]

a : Schallgeschwindigkeit [m/s]

Die Berechnung des Krümmungsradius eines Schallstrahls von Jacob war so nur für die beiden Sonderfälle Windrichtung bzw. gegen die Windrichtung gültig (Gleichung 4.39). Deshalb wurde der Wind-Term von Jacob noch um eine Winkelfunktion erweitert, die eine Krümmungsradiusberechnung im Verhältnis zu beliebigen Windrichtungen ermöglichte:

$$R(h, \varepsilon) = -\frac{a_h + v_{W0} \cdot \cos \varepsilon}{\partial a / \partial h + (\partial v_W / \partial h) \cdot \cos \varepsilon} \quad (4.40)$$

$R(h, \varepsilon)$: Radius des Krümmungskreises der Schallstrahlen [m]

h : Höhe der Schallquelle über Grund [m]

ε : Winkel zwischen Wind- und betrachteter Schallausbreitungsrichtung [°]

a : Schallgeschwindigkeit [m/s]

a_h : Schallgeschwindigkeit in Flughöhe [m/s]

v_W : Windgeschwindigkeit [m/s]

Das Ziel der Krümmungsradiusberechnung eines Schallstrahls unter Windeinfluss war von Jacob aber nicht primär die Ermittlung des Weges, den der Strahl zurücklegte, sondern eine schnelle und einfache Methode, um den Abstand zwischen Flugzeug und den Grenzen der akustischen Schattenzone berechnen zu können [76]. Er verwendete den Ansatz, um die Verschiebung der Lärmkonturen eines Flugzeugs auf der Erdoberfläche durch Wind abzuschätzen und regte an, die Flugrouten so anzupassen, dass sich die lautesten Bereiche einer Lärmkontur zwischen stärker besiedelte Flächen verschieben. Dazu schlug er vor, die mittleren Windverhältnisse in der Umgebung eines Flughafens heranzuziehen und dafür entsprechend die STARS und SIDs anzupassen (vgl. Abschnitt 3.2).

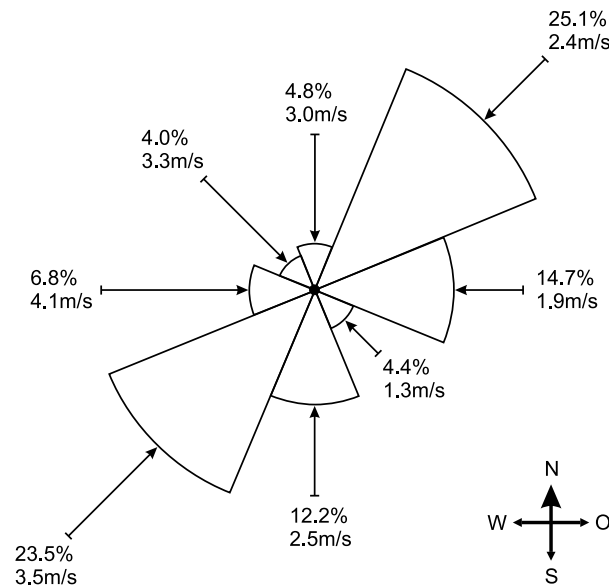


Abbildung 4.22: Windrose mit den mittleren Windrichtungen und -geschwindigkeiten für den Monat Oktober am Frankfurter Flughafen (verändert nach [119]).

In Abbildung 4.22 sind die mittleren Windrichtungen und -geschwindigkeiten für den Monat Oktober gemessen am Frankfurter Flughafen dargestellt. Die Kreissegmente beschreiben für eine Segmentweite von jeweils 45° den Anteil der Himmelsrichtung in Prozent, aus der der Wind mit einer durchschnittlichen Windgeschwindigkeit in Metern pro Sekunde - dargestellt durch die Länge der Pfeile - weht. Daraus wird deutlich, dass im Oktober Nordost- und Südwestwindlagen mit zusammen fast 50% deutlich dominieren, allerdings mit unterschiedlichen mittleren Windgeschwindigkeiten von 2.4 m/s bzw. 3.5 m/s. Aus diesen Messwerten wird deutlich, dass eine langfristi-

ge Vorausberechnung von Anflugtrajektorien unter Berücksichtigung einer mittleren Windrichtung, wie sie in [76] vorgeschlagen wurde, nur sehr beschränkt einsetzbar wäre.

Durch die Kombination meteorologischer Daten und einem Lotsenunterstützungssystem, mit dessen Hilfe die Fluglotsen den Verkehr staffeln und den Piloten Anflugwege zuweisen, könnten nun die Trajektorien jederzeit den aktuellen Wind- und Temperaturverhältnissen so angepasst werden, dass die schallintensivsten Bereiche der erzeugten Lärmkonturen in die unbesiedelten oder zumindest in die schwächer besiedelten Gebiete verschoben werden. Dies selbstverständlich nur, wenn es die Gesamtverkehrssituation erlaubt.

Durch den Einsatz von Gleichung 4.40 in Gleichung 4.38 gelangte Jacob zur Berechnungsvorschrift 4.41, mit der er die Lage der Lärmschattenzone einer Lärmquelle in der Höhe h im Verhältnis zur Windrichtung ε ermitteln konnte:

$$w_W = \sqrt{-2 \left(\frac{a_0 + v_{W0} \cdot \cos \varepsilon}{\partial a / \partial h + (\partial v_W / \partial h) \cdot \cos \varepsilon} \right) h - h^2} \quad (4.41)$$

Da der Term unter der Wurzel nicht negativ werden darf, ist diese Gleichung nur gültig, wenn der Betrag des Schallgeschwindigkeitsgradienten größer ist als der Windgeschwindigkeitsgradient in Abhängigkeit vom Winkel ε :

$$|\partial a / \partial h| > (\partial v_W / \partial h) \cdot \cos \varepsilon \quad (4.42)$$

Trifft die Bedingung aus Gleichung 4.42 nicht zu, entsteht kein Lärmschatten. In Abbildung 4.23 ist der Windeinfluss auf die Lärmschattengrenzen für vier verschiedene Windgeschwindigkeiten dargestellt. Das Flugzeug befindet sich bei diesem Beispiel im Ursprung des Koordinatensystems in einer Flughöhe von $h = 1000$ m. Der Wind weht von links mit den Geschwindigkeiten $v_W = 0, 6, 12$ und 18 m/s, gemessen jeweils in einer Höhe von $h_0 = 10$ m bei einer Lufttemperatur von $T = 15^\circ\text{C}$ und einer labilen Schichtung mit einem Temperaturgradienten $g_T = -0.0065^\circ\text{C/m}$.

Die Windgeschwindigkeit von 12 m/s entspricht 6 Beaufort [128]. Bei einer Windgeschwindigkeit von 18 m/s (entspricht 8 Beaufort) kommt es unter diesen meteorologischen Bedingungen zu einer Umkehrung des Krümmungsradius der Schallstrahlen, sodass sie auf der windabgewandten Seite nach unten gebeugt werden und damit keine Schattenzonen mehr ausbilden. Wie aus Abbildung 4.23 auch deutlich wird, beträgt der horizontale Abstand zwischen der Schallquelle und dem Lärmschatten auf der Erdoberfläche bei einer Flughöhe von 1000 m über 10 km. Ausgehend von der Annahme, dass Fluglärm unterhalb von einigen Dezibel nicht mehr wahrgenommen wird, ist bei den heute in Europa zugelassenen Verkehrsflugzeugen dieser Abstand so groß, dass der Lärmschatten keinen nennenswerten Einfluss mehr auf den Schallpegel am Immissionsort hat. Bei niedrigeren Flughöhen reduziert sich zwar der Abstand zwischen Flugzeug und Lärmschattengrenze, doch verringern sich die Unterschiede der Lärmschattenkonturen bei unterschiedlichen Windverhältnissen ebenfalls, sodass die Berücksichtigung der windabhängigen Lärmschattengrenzen lediglich eine Verschiebung der Trajektorien von 50 bis 100 m bewirken würde. Für die meisten der heute im Einsatz befindlichen Verkehrsflugzeuge stellt diese Entfernung aber gerade die Grenze der Genauigkeit beim Abfliegen von vorgegebenen Flugstrecken dar, sodass die Streuung der Flugwege in der gleichen Größenordnung wie deren Variationsbreite liegen würde (Abbildung 3.1).

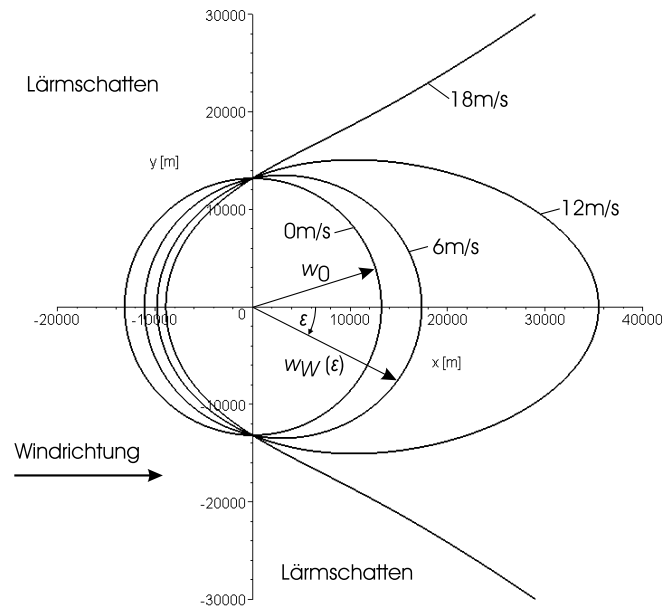


Abbildung 4.23: Lage der Lärmschattengrenzen einer Schallquelle in 1000 m Höhe bei unterschiedlichen Windgeschwindigkeiten.

Der Schallpegel unter Windeinfluss

Die Kalkulation der Lärmschattengrenzen sagt allerdings noch nichts über den quantitativen Einfluss des Windes auf den Schallpegel aus, der für eine bevölkerungsabhängige Fluglärmbewertung verwendet werden könnte. Die Veränderung des Schallpegels unter Windeinfluss gegenüber der ungestörten Atmosphäre basiert auf zwei Mechanismen: Zum einen kommt es unter Windeinfluss zu einem Versatz des Schallstrahles, da sich das Trägermedium Luft bei Wind weiterbewegt, während der Schall es mit Schallgeschwindigkeit durchquert. Zum anderen ändert sich unter Einfluss eines Windgradienten der Krümmungsradius und damit der Ausbreitungsweg des Schallstrahles durch die Atmosphäre. Der Einfluss des Schallversatzes ist aufgrund des deutlichen Geschwindigkeitsunterschiedes zwischen Windgeschwindigkeit und Schallgeschwindigkeit allerdings sehr gering und hat unter den üblichen meteorologischen Bedingungen nur eine kaum wahrnehmbare Auswirkung auf den Schallpegel.

Ein häufig verwendetes Modell zur Berechnung von Schallwellen in der freien Atmosphäre basiert auf dem Parabolic Equation Model (PE). Ursprünglich für die Ausbreitung elektromagnetischer Wellen entwickelt, kann es auch auf die Schallausbreitung in der Atmosphäre angewandt werden [115]. Da die Kalkulationen recht aufwändig sind, wurden Modelle entwickelt, die es erlauben, die Ausbreitung unter eingeschränkten Randbedingungen abzuschätzen [51]. Doch basieren fast alle auf der Berechnung von Strahlenausbreitungswegen (ray-tracing), bei denen jede einzelne Schallwelle auf ihrem Weg von der Quelle in ihre Umgebung nachvollzogen wird [123]. Diese Verfahren sind aufgrund ihrer „ungerichteten“ Wirkung und dem damit verbundenen Rechenaufwand für eine einfache Fluglärmabschätzung ungeeignet. Bei einem weiteren Ansatz wird ein lineares Euler-Modell für die Schallausbreitung unter Windeinfluss herangezogen [10]. Aus numerischen Gründen wird dazu eine Zerlegung in eine meteorologische und eine

akustische Skala durchgeführt, da die Schallgeschwindigkeit wesentlich größer als die Windgeschwindigkeit ist. Aufgrund des hohen numerischen Berechnungsaufwandes ist mit dem Euler-Modell jedoch auch keine großräumige Echtzeit-Fluglärmabschätzung möglich. Um die langen Rechenzeiten zu umgehen, wird aktuell der Ansatz verfolgt, die Auswirkungen der Meteorologie auf die Schallausbreitung für unterschiedliche atmosphärische Schichtungen und Windverhältnisse zu klassifizieren und für diese Klassen voraus zu berechnen. Die Ergebnisse werden anschließend in einer Datenbank abgelegt, auf die im Verlauf einer Fluglärmberechnung dann zugegriffen werden kann [70]. Die Auswirkungen unterschiedlicher Windverhältnisse auf die Fluglärm ausbreitung stellen damit den aktuellen Stand der Forschung dar. Erste Ergebnisse dieser Berechnungen haben allerdings gezeigt, dass der direkte Windeinfluss sehr stark höhenabhängig ist und mit zunehmender Flughöhe deutlich abnimmt. Diese Aussagen bestätigen damit auch Ergebnisse, die Rottmann vor einigen Jahren nach überschlägigen Berechnungen erhielt [119]. In den Flughöhen, in denen sich von Fluglotsen über Radar Vectoring geführte Flugzeuge im Landeanflug bewegen, geht der Windeinfluss auf die Schallausbreitung bereits auf Null zurück, sodass es wenig sinnvoll erscheint, ihn beim Einsatz in einem Lotsenunterstützungssystem zu berücksichtigen.

4.5 Zusammenfassung der Komponenten

Die wichtigsten Komponenten einer Fluglärmberechnung sind in Abbildung 4.24 noch einmal zusammenfassend dargestellt. Die Erdoberfläche wird in diesem Modell durch ein Rechengitter gekoppelt mit einem Geländehöhenmodell und einer Datenbank der Bevölkerungsdichte repräsentiert. Die den geplanten Flugweg beschreibende Trajektorie besteht aus zeitlich diskreten Punkten, die Informationen über die Konfiguration des betrachteten Flugzeugs enthalten. Dazu gehören die Position im 3-dimensionalen Raum, die Geschwindigkeit, die Flugrichtung und die Konfiguration des Fahrwerks. Die Atmosphäre (nicht dargestellt) wird durch die Temperatur, die relative Luftfeuchtigkeit und die gemittelten Windverhältnisse charakterisiert.

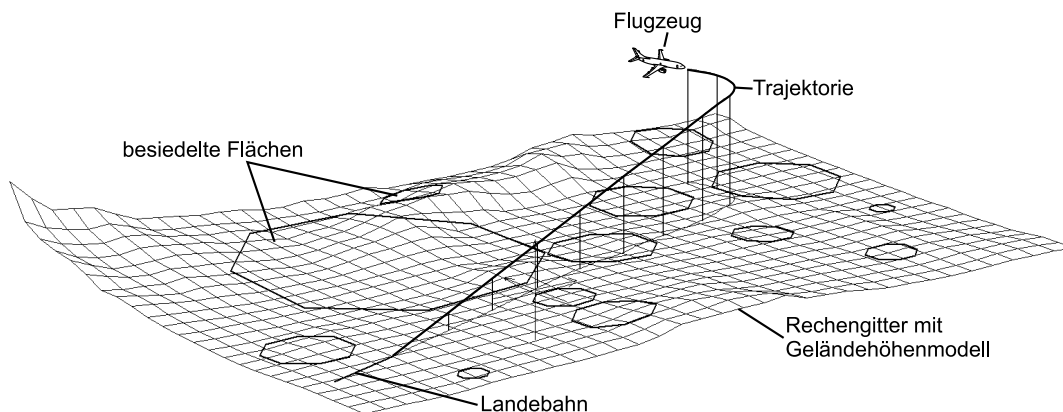


Abbildung 4.24: Übersicht über die wichtigsten Komponenten der Fluglärmberechnung in einer um den Faktor drei überhöhten Darstellung.

Nach Aussage des Deutschen Wetterdienstes in Offenbach können innerhalb eines Gebietes von 20–30 km² um die Messstation herum die meteorologischen Parameter in

den einzelnen Hörschichten als konstant angesehen werden [119]. Für Entfernungen darüber hinaus sollte berücksichtigt werden, dass sich durch größere Abstände zwischen Lärmquelle und Beobachter die heterogenen meteorologischen Einflüsse stärker bemerkbar machen [72]. So bewirken Wolken eine veränderte Dämpfungswirkung und darüber hinaus eine Schallstreuung. Vorhandene Wind- und Temperaturgradienten bewirken, wie beschrieben, eine Brechung der Schallwellen, die zu einer Variation der Länge und des Verlaufes der Ausbreitungswege führen. In der Atmosphäre immer vorhandene großräumige Turbulenzen, verursacht beispielsweise durch Gebirge oder Küstenlinien, bewirken eine Mehrfachstreuung der Schallwellen, sodass es zu einer Ablenkung des Schallstrahles und einer stärkeren Fluktuation des Schallpegels kommen kann [67]. Durch eine eingeschränkte Datenverfügbarkeit und begrenzte Rechenzeit müssen diese Heterogenitäten jedoch gemittelt in das Modell einbezogen werden.

Die betrachteten akustischen Phänomene, die in den Fluglärmrechnungen auftreten, sind in ihren Größenordnungen in Abbildung 4.25 dargestellt. Sie wurden für die Bedingungen der Standardatmosphäre mit einer Lufttemperatur von $T = 15^\circ\text{C}$ und einer relativen Luftfeuchtigkeit $RH = 70\%$ ermittelt.

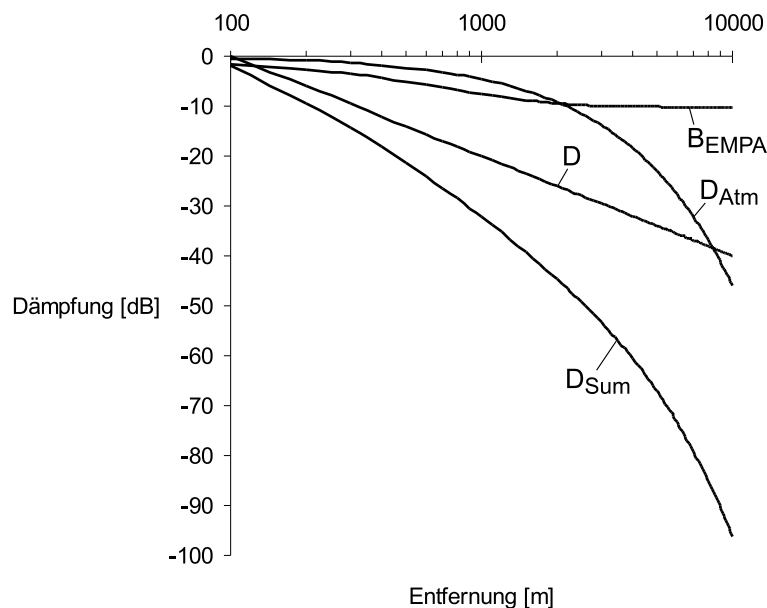


Abbildung 4.25: Die entfernungsabhängigen Größenordnungen der einzelnen Dämpfungskomponenten unter Standardatmosphärenbedingungen.

Die geometrische Dämpfung D bildet bei kleineren Abständen zwischen Schallquelle und Beobachter die stärkste Dämpfungskomponente, die unter den Bedingungen der Standardatmosphäre erst nach einigen Kilometern durch die molekulare Dämpfung D_{Atm} überlagert wird. Die Bodendämpfung B_{EMPA} , hier nach einem Verfahren der schweizerischen EMPA, wurde für einen Bodensichtwinkel von 0° aufgetragen. Es befinden sich also sowohl Quelle als auch Beobachter auf gleicher Höhe. Sie erreicht nach ungefähr 3 km ihren maximalen Wert und bleibt dann entfernungsunabhängig

konstant. Aus der Summe D_{Sum} der einzelnen Dämpfungskomponenten wird deutlich, dass sich der fluglärmrelevante Bereich überwiegend unterhalb einer Flugspur befindet und von dort aus einen Schallkorridor von 5 bis 6 Kilometern Breite erfasst. Daraus kann abgeleitet werden, dass eine Verschiebung einer Flugroute um ein paar hundert Meter durchaus ausreicht, um in einer Ortschaft den Fluglärm spürbar zu reduzieren.

Kapitel 5

Fluglärmberechnung

Für die Berechnung und Beurteilung von Fluglärmereignissen wurden in den letzten Jahren eine Reihe von Verfahren entwickelt. Da sich Geräusche hinsichtlich ihres Spektrums sehr stark unterscheiden können und jeder Mensch darüber hinaus diese anders empfindet, wurden Korrekturen und Umrechnungen für die Basisgröße Schalldruck vorgeschlagen, um unterschiedlichste Geräusche miteinander vergleichen zu können. Dazu gehören Frequenzbewertungen, die die gemessene energetische Schalleistung der Empfindlichkeit des menschlichen Ohres anpassen und die Anpassung der logarithmischen Lautstärkenskala an eine lineare Lautheitsskala, um die menschliche Wahrnehmung einfacher darstellen zu können. Auch tonale Korrekturen werden verwendet, um einzelne Frequenzen, die aus einem Geräuschpegel akustisch herausragen, entsprechend zu berücksichtigen.

Neben dem Maximalpegel, der während eines Fluglärmereignisses auftritt, wurden mit der „10 dB-down-time“ und der „effektiven Dauer“ auch Maße zur Beurteilung der Belastungsdauer eines Geräusches eingeführt. Dabei wird unterschieden, ob jeder Überflug einzeln betrachtet werden soll oder Mittelwerte über Tage, Monate und Jahre von Interesse sind. Zusätzlich stehen Gewichtungsfaktoren zur Verfügung, mit deren Hilfe die Lärmbelastung in den Abend- und Nachtstunden besonders berücksichtigt werden kann.

5.1 Schallausbreitung im Freien

Für die Schalldruckpegelberechnung des Schallfeldes in der freien Umgebung einer Schallquelle wird sowohl die abgestrahlte Schalleistung als auch ihre Richtcharakteristik benötigt. Für die Abschätzung von Fluglärm wird hier eine kugelförmige Richtcharakteristik angenommen (vgl. Abschnitt 4.1). Es wird also eine punktförmige Geräuschquelle mit einer über der gesamten Oberfläche gleichmäßigen Schallabstrahlung betrachtet. Die Schalleistung der Quelle verteilt sich dabei von der kleinen Oberfläche der inneren Wellenkugel gleichförmig auf immer größere Kugelflächen, sodass die Schallintensität mit wachsender Entfernung von der Schallquelle abnimmt [142].

$$P = \frac{p^2}{\rho \cdot a} \cdot 4\pi r^2 \quad (5.1)$$

P : Schallleistung [W/m²]
 p : Schalldruck [kg/ms²]
 ρ : Dichte des Ausbreitungsmediums [kg/m³]
 a : Schallgeschwindigkeit [m/s]
 r : Abstand zwischen Quelle und Beobachter [m]

Der Schalldruckpegel L_p definiert sich aus der Beziehung

$$L_p = 10 \cdot \log \frac{P^2}{P_0^2} = 20 \cdot \log \frac{P}{P_0} \quad (5.2)$$

L_p : Schalldruckpegel [dB]
 P : Schallleistung [W/m²]
 P_0 : Bezugsschallleistung (= 10⁻¹² W/m²)

der Schallleistung P und der Bezugsschallleistung P_0 . Die Bezugsschallleistung stellt die menschliche Hörschwelle bei einer Frequenz von 1000 Hz dar.

Aus dem Schalldruckpegel L_p lässt sich die Schallleistung L_w für eine kugelförmige Schallausbreitung berechnen:

$$L_w = L_p + 10 \cdot \log (4\pi r^2) \quad (5.3)$$

L_w : Schallleistungspegel [dB]
 L_p : Schalldruckpegel [dB]
 r : Abstand [m]

Im Abstand r von einer Geräuschquelle mit dem Schallleistungspegel L_w herrscht damit der Schalldruckpegel L_p

$$L_p(r) = L_w - 11 - 20 \cdot \log r \quad (5.4)$$

Die Konstante in der Mitte von Gleichung 5.4 setzt den Schallleistungspegel L_w in Beziehung zum Schalldruckpegel L_p . Wird der Abstand zwischen Schallquelle und Beobachter von r_1 auf r_2 erweitert, sinkt der erzeugte Schalldruckpegel bei einer kugelförmigen Schallausbreitung um die Differenz ΔL_p , die auch als „geometrische Pegelabnahme“ oder „geometrische Dämpfung“ bezeichnet wird [130].

$$\Delta L_p = 20 \cdot \log \frac{r_2}{r_1} \quad (5.5)$$

ΔL_p : Änderung des Schalldruckpegels [dB]
 r_1 : Ausgangsabstand [m]
 r_2 : Neuer Abstand [m]

Bei einer Verdoppelung der Entfernung nimmt der Pegel also um 6 dB ab. Anders herum bewirkt die Verdopplung des Schalldrucks einer Quelle einen Anstieg des Schalldruckpegels um 6 dB.

Bei der Verdopplung der Anzahl der Schallquellen gleichen Schalldruckes hingegen steigt der resultierende Gesamtschallpegel gemäß Gleichung 5.6 lediglich um 3 dB an, da Schallpegel energetisch summiert werden [142].

$$L_{Sum} = 10 \cdot \log (10^{0.1 \cdot L_1} + 10^{0.1 \cdot L_2}) \quad (5.6)$$

L_{Sum} : Gesamtschalldruckpegel [dB]
 L_1 : Schalldruckpegel 1 [dB]
 L_2 : Schalldruckpegel 2 [dB]

Dies ist zugleich auch der höchstmögliche Schallpegelzuwachs, den zwei Schallquellen gemeinsam erzielen können. In Abbildung 5.1 ist die Schallpegeldifferenz zweier Einzelpegel $L1$ und $L2$ und der daraus resultierende Schallpegelzuwachs ΔL zur größeren der beiden Schalldruckpegel aufgetragen.

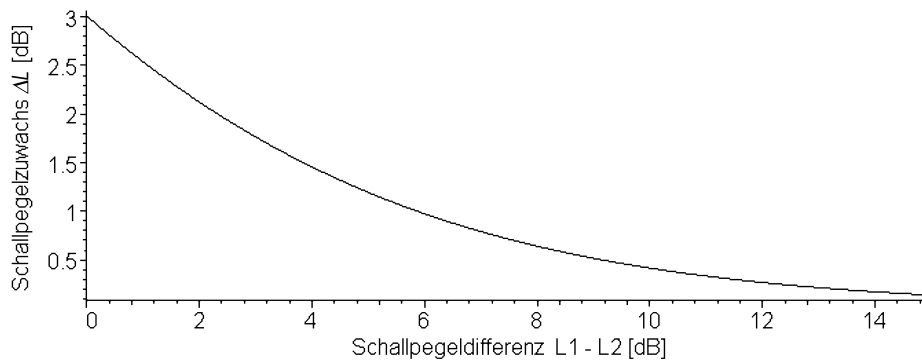


Abbildung 5.1: Aus der Addition zweier Schalldruckpegel $L1$ und $L2$ resultiert ein Gesamtpegel, der um ΔL höher ist als der größere der beiden Einzelschallpegel.

Der Schallpegelzuwachs hängt also von der Schallpegeldifferenz $L1 - L2$ ab und kann somit im Höchstfall, wenn $L1 = L2$ ist, 3 dB betragen.

5.2 Frequenzbewertung

Das menschliche Ohr empfindet Töne gleichen Schalldrucks je nach Frequenz unterschiedlich laut. Hohe Töne werden bei gleicher Schallenergie vergleichsweise lauter empfunden als tiefe Töne. Um trotzdem eine wahrnehmungsgetreue messtechnische Erfassung von Geräuschen zu ermöglichen, wird der Sachverhalt einer frequenzabhängigen Lautstärkeempfindung bei der Messung durch Filter realisiert, die die Messung der Geräusche dem menschlichen Empfinden entsprechend anpassen. Dazu sind in nationalen und internationalen Normen verschiedene Frequenzbewertungskurven für die Geräuschemessung festgelegt worden [33]. Für den Hörschall wurden dazu beispielsweise die A-, B-, C-, D- und U-Bewertungskurven entwickelt. Die U-Bewertung wird bei Anwesenheit von Ultraschall angewandt [66]. Die D-Bewertung wurde international ausschließlich für die Beurteilung von Fluglärm eingeführt, da sich mit ihrer Hilfe näherungsweise der Perceived Noise Level PNL abschätzen lässt (vgl. Abschnitt 5.6.4). Sie bevorzugt bei der Bewertung den Frequenzbereich um 4000 Hz, da diesem Spektralbereich eine hohe Störwirkung unterstellt wird [46]. Die D-Bewertung wird in Deutschland allerdings nicht verwendet, da moderne Triebwerke nur einen relativ geringen Spektralanteil bei den hohen Frequenzen aufweisen und nur wenige auffallende und damit lästige tonale Anteile besitzen, sodass eine spezielle Gewichtung einzelner Frequenzen nicht benötigt wird.

Die A-, B- und C-Bewertungen unterscheiden sich vor allem durch ihren Einfluss bei tiefen Frequenzen (Abbildung 5.2). Sie stellen Annäherungen an die frequenzabhängige Empfindlichkeit des menschlichen Gehörs bei unterschiedlichen Lautstärken dar. Bei der Beurteilung von Geräuschen im Immissionsschutz, Arbeitsschutz und bei der Fluglärmbewertung wird heute meistens die A-Bewertung verwendet, da sie universell

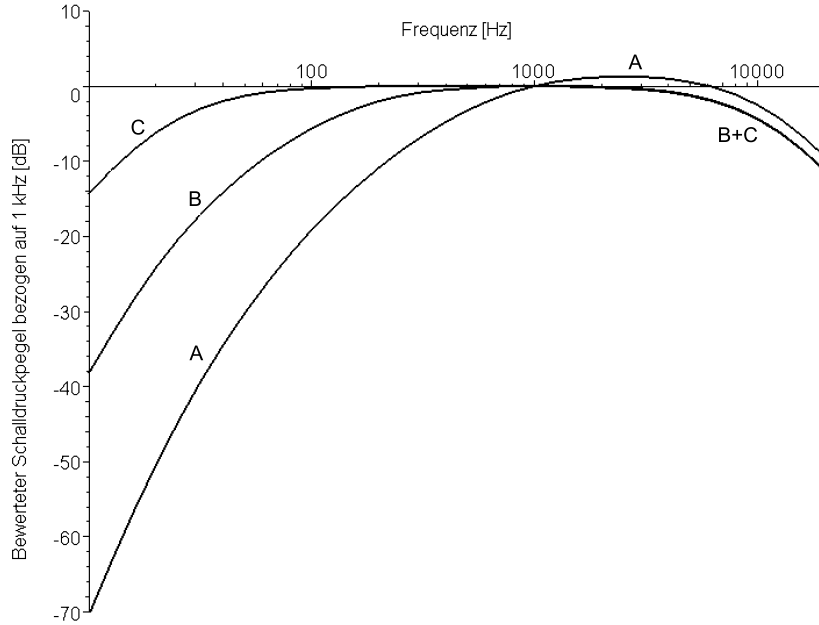


Abbildung 5.2: Frequenzbewertungskurven A, B und C für Schallpegelmesser [33].

einsetzbar und in Messgeräten leicht realisierbar ist. Als Ergänzung bei der Messung von Kraftfahrzeug-Innenraumgeräuschen wird gelegentlich die B-Bewertung verwendet und die C-Bewertung wird allgemein zur Beurteilung sehr tieffrequenter Geräuschmissionen herangezogen [53].

Die A-Gewichtung von Messwerten erfolgt dabei über frequenzabhängige Zuschläge $D_A(\nu)$ zu den gemessenen Geräuschpegeln $L(\nu)$:

$$L_A(\nu) = L(\nu) + D_A(\nu) \quad (5.7)$$

$L_A(\nu)$: Frequenzabhängiger A-bewerteter Geräuschpegel [dB]

$L(\nu)$: Gemessener frequenzabhängiger Geräuschpegel [dB]

$D_A(\nu)$: Frequenzabhängiger A-Bewertungszuschlag [dB]

ν : Frequenz [Hz]

Bei den in dieser Arbeit verwendeten Quellenpegeln handelt es sich allerdings ausschließlich um A-bewertete Schallpegel L_A , sodass eine weitere Frequenzbewertung bei der Modellierung entfällt.

5.3 Lautheit

Bei den bewerteten Schalldruckpegeln handelt es sich immer nur um eine grobe Näherung der Stärke der subjektiven Wahrnehmung eines Geräusches (vgl. Abschnitt 5.2). Als Maß für die tatsächlich wahrgenommene Lautstärke wird häufig auch der sogenannte Lautstärkepegel L_N in der Einheit phon verwendet. Dieser ist so definiert, dass ein Geräusch mit dem Lautstärkepegel von n phon von einem normalhörenden Beobachter genauso laut empfunden wird wie ein reiner Ton mit der Frequenz 1 kHz und einem Schalldruckpegel von n dB, der als ebene fortschreitende Welle von vorne

auf den Beobachter trifft [53]. Mit dem Lautstärkepegel kann angegeben werden, ob zwei Geräusche gleich oder als unterschiedlich laut wahrgenommen werden. Allerdings kann aus den Zahlenangaben nicht direkt geschlossen werden, wie stark dieser Unterschied empfunden wird. Hierfür wird eine weitere Größe herangezogen, die als Lautheit \mathcal{L} eines Geräusches in der Einheit sone definiert ist. Die sone-Skala wurde so normiert, dass ein Geräusch mit dem Lautstärkepegel $L_N = 40$ phon der Lautheit $\mathcal{L} = 1$ sone entspricht. Die Lautheitsskala wurde so definiert, dass eine fortlaufende Verdopplung oder Halbierung der Werte einer entsprechenden Verdopplung oder Halbierung des menschlichen Höreindrucks im Vergleich zu einem Standardschall (Verhältnislautstärke) entspricht. Der Zusammenhang zwischen L_N und \mathcal{L} wurde in zahlreichen Versuchen unter anderem von Kinsler [82] untersucht, der für Schallpegel ab 40 dB zu folgendem Zusammenhang gelangte (vgl. auch Abschnitt 3.1 „Modell von Leder“):

$$\mathcal{L} = 0.046 \cdot 10^{L_N/30} \quad (5.8)$$

\mathcal{L} : Lautheit [sone]

L_N : Lautstärkepegel [phon]

Im Mittel kann der Zusammenhang zwischen Lautstärkepegel und Lautheit nach Gottlob [53] und Jacob [75] durch die Gleichungen 5.9 und 5.10 beschrieben werden.

$$\mathcal{L} = \begin{cases} 2^{0.1 \cdot (L_N - 40)} & \text{für } L_N \geq 40 \text{ phon} \\ 2^{0.2 \cdot (L_N - 40)} & \text{für } L_N < 40 \text{ phon} \end{cases} \quad (5.9)$$

$$L_N = \begin{cases} 40 + 33.2 \cdot \log \mathcal{L} & \text{für } \mathcal{L} > 1 \text{ sone} \\ 40 \cdot (\mathcal{L} + 0.0005)^{0.35} & \text{für } \mathcal{L} < 1 \text{ sone} \end{cases} \quad (5.10)$$

Im Gegensatz zur Lautheit gilt für den Lautstärkepegel, dass im Bereich von 40 bis 120 phon (oder entsprechend in dB) ein Geräusch als doppelt oder halb so laut empfunden wird, wenn sich der Wert um 10 phon ändert. Bei 25 phon ist dafür nur noch eine Änderung von 5 phon erforderlich. Der Lautheit in sone ist somit auf der Wahrnehmungsseite genau die gleiche Lautstärkeempfindung zugeordnet wie dem Lautstärkepegel in phon oder dB, da sich beide Werte nur durch eine unterschiedliche Skalierung unterscheiden [46].

5.4 Maximalpegel

Ein Maß für die Beurteilung der Fluglärmbelastung ist der Maximalpegel L_{max} , dem ein Beobachter auf der Erde während des Überfluges eines Flugzeugs ausgesetzt ist (Abbildung 5.3). Die Maßeinheit ist der Schalldruckpegel in dB oder ein entsprechend frequenzbewerteter Schallpegel. Der Maximalpegel L_{max} ist dann der größte während eines Schallereignisses mit der Dauer T_S auftretende Schalldruckpegel $L(t)$:

$$L_{max} = \max_{0 \leq t \leq T_S} \{L(t)\} \quad (5.11)$$

L_{max} : Maximalpegel eines Einzelereignisses [dB]

$L(t)$: Geräuschpegel zum Zeitpunkt t [dB]

T_S : Dauer eines Schallereignisses [s]

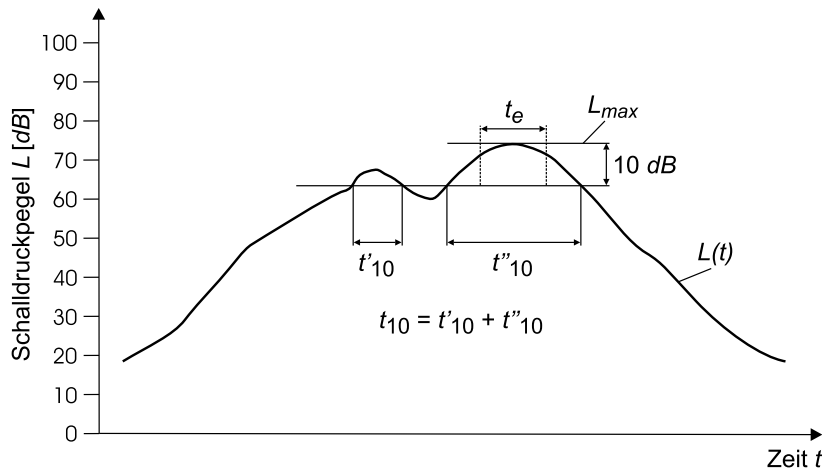


Abbildung 5.3: Typischer Verlauf einer zeitabhängigen Schallpegelkurve $L(t)$ während eines Überfluges, dargestellt mit Maximalpegel L_{max} , 10 dB-down-time t_{10} und der effektiven Dauer t_e .

5.5 Die Zeitbewertung

Neben dem maximalen Schallpegel, den ein einzelnes Geräusch hat, spielt auch seine Dauer eine entscheidende Rolle bei der Beurteilung seiner Lästigkeit [46]. Zur Bestimmung dieses Zeitraumes könnte man die Zeit heranziehen, in der der Schallpegel eines Einzelgeräusches höher als die der Umgebungsgeräusche ist. Da dieses Verfahren jedoch sehr aufwändig wäre, wurden zur Berücksichtigung der Zeitdauer eines Lärmereignisses die Maße „10 dB-down-time“ und „effektive Dauer“ eingeführt.

5.5.1 Die 10 dB-down-time

Die Zeitspanne „10 dB-down-time“ oder kurz t_{10} beschreibt die Dauer eines Flugzeuggeräusches, in der der Schalldruckpegel L um nicht mehr als 10 dB unterhalb des Maximalpegels L_{max} des Fluglärmereignisses liegt (Abbildung 5.3) [26]. Die 10 dB-down-time kann sich gegebenenfalls auch aus zwei oder mehr Einzelzeiten zusammensetzen. Dies kann beispielsweise passieren, wenn ein Flugzeug eine ausgeprägte Richtcharakteristik besitzt, die im Bereich von 30° und 120° deutliche Schallpegelmaxima aufweist, oder sich das Flugzeug während eines Kurvenfluges zweimal dem Beobachter nähert und wieder entfernt.

Neben der Belastung durch den maximalen Lärm eines vorbeifliegenden Flugzeuges ist für die Abschätzung der Belastung am Boden auch die Dauer der Lärmeinwirkung entscheidend. Ein relativ leises aber langsames Flugzeug kann vom Menschen durchaus als unangenehmer empfunden werden als ein schnelles, dafür aber (etwas) lauterer Flugzeug. So ist für die Berechnung der zeitlich abhängigen Lärmwirkung neben dem bereits verwendeten Abstand von der Quelle zum Ziel und den meteorologischen Verhältnissen die Fluggeschwindigkeit direkt und indirekt entscheidend (vgl. Abschnitt 4.1.3).

5.5.2 Die effektive Dauer

Die effektive Dauer t_e ist die Zeitdauer, die ein Geräusch mit dem über diese Zeit konstanten Maximalschallpegel L_{max} haben würde, wenn es die gleiche Energie am Immissionsort einstrahlen würde wie die durch $L(t)$ gegebenen Geräusche [69]. Sie ist für ein Fluglärmereignis in Abbildung 5.3 dargestellt und wird über das Integral

$$t_e \cdot 10^{L_{max}/10} = \int_{-\infty}^{\infty} 10^{L(t)/10} dt \quad (5.12)$$

t_e : Effektive Dauer eines Schallereignisses [s]
 L_{max} : Maximalpegel eines Einzelereignisses [dB]
 $L(t)$: Zeitabhängiger Geräuschpegel [dB]

bestimmt [74]. In der Praxis wird der Integrationszeitraum für Fluglärmrechnungen häufig auf das Intervall der 10 dB-down-time begrenzt [29].

5.6 Einzelereignispegel

Neben den unmittelbaren Kenn- beziehungsweise Messgrößen L_{max} , t_{10} und t_e werden in Deutschland für die Berechnung von zeitdauerabhängigen Lärmwerten vier Berechnungsvorschriften für sogenannte Einzelereignisse herangezogen. Zum einen sind das die Einzelereignispegel (Effektivpegel) L_{AZ} und L_{AX} sowie die international angewandten „Single-event Noise Level“ SEL und der „Perceived Noise Level“ PNL bzw. „Effective Perceived Noise Level“ $EPNL$.

5.6.1 Der Einzelereignispegel L_{AZ}

Der Einzelereignispegel L_{AZ} wird zwar im Fluglärmgesetz nicht explizit genannt, ist aber zweckmäßig bei der weiteren Berechnung von Lärmbewertungswerten nach DIN 45643 [26]. Er wird über das Integral

$$L_{AZ} = 13.3 \cdot \lg \left(\frac{1}{t_{ref}} \int_t 10^{L_A(t)/13.3} dt \right) \quad (5.13)$$

L_{AZ} : Einzelereignispegel [dB]
 $L_A(t)$: A-bewerteter zeitabhängiger Schalldruckpegel [dB]
 t_{ref} : Referenzzeit = 10 s

berechnet und orientiert sich an der Gleichung für den äquivalenten Dauerschallpegel L_{eq} nach Fluglärmgesetz mit $q = 4$ (vgl. Abschnitt 5.7.1). Die Referenzzeit t_{ref} beträgt 10 Sekunden und der Integrationszeitraum t sollte dabei länger als die 10 dB-down-time (vgl. Abschnitt 5.5.1) sein. Für die Berechnung mit dem Computer existiert für Gleichung 5.13 die Näherungsformel

$$L_{AZ} = L_{Amax} + \Delta L_{AZ} \quad (5.14)$$

mit

$$\Delta L_{AZ} = 13.3 \cdot \log \frac{0.5 \cdot t_{10}}{t_{ref}} \quad (5.15)$$

L_{Amax} : A-bewertetes Schalldruckpegelmaximum [dB]

t_{10} : 10 dB-down-time [s]

t_{ref} : Referenzzeit = 10 s

ebenfalls mit der Referenzzeit $t_{ref} = 10$ s.

5.6.2 Der Einzelereignispegel L_{AX}

Der Einzelereignispegel L_{AX} entspricht dem über das Fluglärmereignis zeitlich gemittelten und auf die Dauer von 1 s energetisch umgerechneten Schallereignispegel. Er wird berechnet, indem zu dem jeweiligen L_{Amax} wie beim L_{AZ} ein der Dauer entsprechender Zuschlag ΔL_{AX} addiert wird:

$$L_{AX} = L_{Amax} + \Delta L_{AX} \quad (5.16)$$

mit

$$\Delta L_{AX} = 10 \cdot \log \frac{0.5 \cdot t_{10}}{t_{ref}} \quad (5.17)$$

L_{AX} : A-bewerteter Einzelereignispegel [dB]

t_{ref} : Referenzzeit = 1 s

Die Referenzzeit t_{ref} beträgt beim L_{AX} jedoch nur eine Sekunde. Die Gleichungen 5.16 und 5.17 stellen eine Näherungslösung für die Integralform

$$L_{AX} = 10 \cdot \log \left(\frac{1}{t_{ref}} \int_t \frac{p_A(t)^2}{(p_0)^2} dt \right) \quad (5.18)$$

$p_A(t)$: A-bewerteter Schalldruck zum Zeitpunkt t [dB]

p_0 : Normierte Hörschwelle oder Bezugs-Schalldruck ($= 2 \cdot 10^{-5}$ Pa)

dar. Auch hier sollte der Integrationszeitraum mindestens der 10 dB-down-time entsprechen [26].

5.6.3 Der Single-event Exposure Level

Ein in den USA häufig verwendeter Einzelereignispegel ist der Single-event Exposure Level SEL , der wie die in Deutschland üblichen Einzelereignispegel L_{AZ} und L_{AX} über den A-bewerteten Schalldruckpegel L_A berechnet wird. Der SEL berechnet sich aus dem Integral über die Messwerte $L_A(t)$:

$$SEL = 10 \cdot \log \left(\int_T 10^{L_A(t)/10} dt \right) \quad (5.19)$$

SEL : Single-event Exposure Level [dB]

$L_A(t)$: Zum Zeitpunkt t gemessener A-bewerteter Schallpegel [dB]

T : Betrachteter Zeitraum [s]

Der betrachtete Zeitraum T ist dabei die Zeit, in der $L_A(t) > 0$ ist, doch in der Praxis wird üblicherweise ein Integrationszeitraum mit $T = t_{10}$ (vgl. Abschnitt 5.5.1) gewählt, da das Ergebnis der näherungsweisen Lösung nur in Ausnahmefällen mehr als ein dB abweicht [105]. Da Messungen zumeist in diskreten zeitlichen Intervallen erfolgen, kann das Integral auch über eine Summenformel angenähert werden:

$$SEL = 10 \cdot \log \left(\sum_{i=1}^N 10^{L_{A,i}/10} \cdot \Delta t \right) \quad (5.20)$$

$L_{A,i}$: A-bewerteter Schallpegel des i -ten Zeitintervalles [dB]

N : Anzahl Zeitintervalle

Δt : Zeitintervall [s]

Eine andere Näherungslösung für den SEL berechnet sich aus dem A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} und einer Dauerkorrektur D_t [122]:

$$SEL = L_{Amax} + D_t. \quad (5.21)$$

In dieser Schreibweise ist die Dauerkorrektur D_t gegeben als

$$D_t = 10 \cdot \log \left(\frac{t_e}{t_{ref}} \right). \quad (5.22)$$

t_e : Effektive Dauer [s]

t_{ref} : Referenzzeit = 1 s

Die Referenzzeit t_{ref} beträgt hier eine Sekunde. Wird die Näherung aus Gleichung 7.3 für t_e in 5.22 eingesetzt, so erhält man die Formel für den in Deutschland üblichen Lärmindeks L_{AX} (vgl. Abschnitt 5.6.2).

5.6.4 Der Effective Perceived Noise Level

Speziell für die Frequenzbewertung von Fluglärm wurde in den USA der heute international häufig angewandte Effective Perceived Noise Level $EPNL$, der neben dem Schalldruckpegel auch die „Lästigkeit“ eines Geräusches berücksichtigt, entwickelt [87]. Der $EPNL$ wird üblicherweise in der Einheit $EPNLdB$ ¹ angegeben und basiert auf dem von Kryter entwickelten Perceived Noise PN bzw. auf dem Perceived Noise Level PNL . Für deren Ermittlung werden die nach Frequenzen getrennten Messwerte eines Schallereignisses mit einem Rechenverfahren umgerechnet, bei dem Intensitätsmaxima in bestimmten Frequenzbereichen berücksichtigt werden. Als Ergebnis werden Teil-lautheiten von Bandpegeln als sogenannte noy-Werte geliefert [85]. Genau genommen handelt es sich beim $EPNL$ also um einen Einzelereignispegel, bei dem eine zeitliche Bewertung und eine Frequenzbewertung miteinander verknüpft wurden. Der PN berechnet sich indirekt aus den Messwerten der einzelnen Frequenzbänder.

$$PN = L_{noy,max} + 0.15 \cdot \left(\sum_{i=1}^M L_{noy,i} - L_{noy,max} \right) \quad (5.23)$$

¹Um Verwechslungen innerhalb der Einheiten zu vermeiden, werden bewertete Schalldruckpegel üblicherweise mit einem Kürzel vor oder hinter der Einheit angegeben, z.B. $PNLdB$ für den PNL -bewerteten oder dB für den A-bewerteten Pegel.

PN : Perceived Noise [noy]
 $L_{noy,max}$: Größter noy-Wert eines Schallereignisses [noy]
 $L_{noy,i}$: noy-Wert des i -ten Frequenzbandes [noy]
 M : Anzahl Terzbänder

Für die Ermittlung der n_i hat Kryter eine Tabelle angegeben, aus der über den gemessenen Schalldruckpegel auf einer bestimmten Frequenz der entsprechende noy-Wert ausgelesen werden kann (vgl. ISO 3891 [74]). Der PN kann analog zu Gleichung 5.10 in den Perceived Noise Level PNL umgerechnet werden:

$$PNL = 40 + 33.2 \cdot \log PN \quad (5.24)$$

PNL : Perceived Noise Level [PNLdB]

Treten Einzeltöne aus dem Gesamtspektrum deutlich hervor, kann zusätzlich noch eine Tonkorrektur angesetzt werden. Der Korrekturwert ist zum einen von der Frequenz und zum anderen von der Differenz zwischen dem zugehörigen Terzpegel und einem geglätteten und damit tonbereinigten Geräuschspektrum abhängig. Die Korrektur ΔL_{Ton} beträgt dabei maximal 6.7 dB. Der tonkorrigierte Perceived Noise Level $PNLT$ berechnet sich nach [53] aus

$$PNLT = PNL + \Delta L_{Ton} \quad (5.25)$$

$PNLT$: Tonkorrigierter Perceived Noise Level [PNLTdB]
 ΔL_{Ton} : Tonkorrektur [PNLdB]

Bei der Bewertung von Fluglärm kann eine Tonkorrektur in der Regel allerdings entfallen [77]. Erfahrungsgemäß ist der maximale PNL (PNL_{max}) in Abhängigkeit vom Frequenzspektrum 9 bis 14 dB höher als der A-bewertete Schalldruckpegel L_{Amax} .

Der $EPNL$ berechnet sich schließlich aus dem $PNLT$ bzw. PNL , wenn keine Tonkorrektur vorgenommen werden musste:

$$EPNL = 10 \cdot \log \left(\frac{1}{t_{ref}} \int_{t_1}^{t_2} 10^{PNL/10} \right) \quad (5.26)$$

$EPNL$: Effective Perceived Noise Level [EPNLdB]
 t_{ref} : Referenzzeit = 10 s
 t_1 : Startzeit des Beurteilungszeitraumes [s]
 t_2 : Endzeit des Beurteilungszeitraumes [s]

In der Praxis werden t_1 und t_2 so gewählt, dass der Zeitraum, in dem der Maximalpegel PNL_{max} um weniger als 10 PNLdB unterschritten wird, komplett erfasst ist [53]. Der Zeitraum entspricht damit der 10 dB-down-time t_{10} (vgl. Abschnitt 5.5.1). Die Berechnung des $EPNL$ kann allerdings näherungsweise auch über den PNL_{max} direkt erfolgen [29]:

$$EPNL = PNL_{max} + 10 \cdot \log \left(\frac{t_e}{t_{ref}} \right) \quad (5.27)$$

PNL_{max} : Maximaler Perceived Noise Level eines Überflugeignisses [PNLdB]
 t_e : Effektive Dauer [s]
 t_{ref} : Referenzzeit = 10 s

Für die spezielle Situation des Fluglärms stellten Jacobsen und Melton noch eine weitere Methode vor, den *EPNL* aus dem *PNL* abzuschätzen [77]: Da sich nach Kryter der *EPNL* aus dem Integrated Perceived Noise Level *IPNL* berechnen lässt [85]

$$EPNL = IPNL - 12 + \Delta L_{onset} + \Delta L_{impulse} \quad (5.28)$$

IPNL: Integrated Perceived Noise Level [IPNLdB]

ΔL_{onset} : Onset-Korrektur [dB]

$\Delta L_{impulse}$: Impulskorrektur [dB]

konnten sie den *IPNL* direkt aus dem *PNL* ermitteln:

$$IPNL = 10 \cdot \log \left(\sum_{i=1}^{16} 10^{PNL_i/10} \right) \quad (5.29)$$

Die 16 Werte des *PNL* werden über einen Zeitraum von 8 s alle 0.5 s ermittelt. Da die Onset-Korrektur ΔL_{onset} und die Impuls-Korrektur $\Delta L_{impulse}$ keinen signifikanten Einfluss auf die Fluglärmbewertung haben, reduziert sich die Berechnung des *EPNL* zu

$$EPNL \approx 10 \cdot \log \left(\sum_{i=1}^{16} 10^{PNL_i/10} \right) - 12 \quad (5.30)$$

Da

$$10 \cdot \log \frac{1}{16} \approx -12 \quad (5.31)$$

ist, fassten sie Gleichung 5.30 zu

$$EPNL \approx 10 \cdot \log \left(\frac{1}{16} \sum_{i=1}^{16} 10^{PNL_i/10} \right) \quad (5.32)$$

zusammen. Gleichung 5.32 ist damit aber gerade der durchschnittliche Perceived Noise Level *PNL* auf Energiebasis. Damit gilt für einen konstanten *PNL*

$$EPNL \approx PNL \quad (5.33)$$

Untersuchungen von Finke zeigten, dass der *PNL* in einem nahezu konstanten Verhältnis zum A-bewerteten gemittelten Gesamtschalldruckpegel steht [46]. Im Mittel liegt der *PNL*-Wert 12.5 dB über dem A-bewerteten Schalldruckpegel, für 46% aller Düsenmaschinen liegt die Differenz im Bereich von 12 ± 1 dB und bei 66% der Maschinen im Bereich von 12 ± 2 dB [57]. Deshalb werden in der Literatur häufig die Abschätzungen

$$PNL \approx L_A + 13 \text{ dB} \quad (5.34)$$

und damit auch

$$EPNL \approx L_A + 13 \text{ dB} \quad (5.35)$$

L_A : A-bewerteter Schalldruckpegel [dB]

herangezogen. Aus diesem Zusammenhang heraus sollte die Angabe eines mittleren A-bewerteten Geräuschpegels als Basis für ein bevölkerungsabhängiges Gütekriterium, dass neben dem Maximalpegel auch die Geräuschdauer berücksichtigt, für eine Fluglärmabschätzung ausreichen.

5.7 Dauerschallpegel

Neben der Berechnung und Bewertung von einzelnen Überflügen ist man auch an Fluglärmbelastungen über längere Zeiträume hinweg interessiert. Um ein Maß für den Vergleich unterschiedlicher Belastungsschallpegeln unter Berücksichtigung der Anzahl der Überflüge zu bekommen, wurden sogenannte Dauerschallpegelindizes entwickelt, die Einzelereignisse zusammenfassen. Sie sind speziell auf die Charakteristika von Fluglärm abgestimmt, insbesondere in den Fällen, wo Fluglärm die dominierende Schallquelle ist oder aus rechtlichen oder planerischen Gründen der Fluglärm unabhängig von anderen Geräuschquellen berücksichtigt werden muss. Einige der heute üblichen Beurteilungsmaße lassen sich als gewichtete äquivalente Dauerschallpegel $L_{eq,gew}$ darstellen [29], doch sind sie untereinander häufig nicht direkt vergleichbar, da sie auf unterschiedlichen Einzelereignispegeln basieren:

$$L_{eq,gew} = \frac{q}{\log 2} \cdot \log \left(\frac{t_{ref}}{T} \sum_{i=1}^N g_i \cdot 10^{L_{Ei}/\log 2} \right) \quad (5.36)$$

$L_{eq,gew}$: Gewichteter äquivalenter Dauerschallpegel [dB]
 q : Halbierungsparameter (Äquivalenzparameter) [dB]
 N : Anzahl Fluglärmereignisse im Betrachtungszeitraum T
 i : Laufender Index über die Einzelereignisse
 L_{Ei} : i -ter Einzelereignispegel [dB]
 T : Bezugszeitraum (Bewertungszeitraum) [s]
 t_{ref} : Referenzzeit (Bezugsdauer, abhängig von L_E) [s]
 g_i : Tageszeitabhängiger Gewichtungsfaktor

Neben dem verwendeten Einzelereignispegel L_E sind der Äquivalenzparameter und die tageszeitliche Gewichtung die wichtigsten Einflussgrößen bei der Beurteilung eines Dauerschallpegels.

Der Äquivalenzparameter (auch Halbierungs- oder Gleichsetzungsparameter) q in dB bedeutet, dass eine Halbierung der Geräuschdauer oder der Geräuschhäufigkeit hinsichtlich der Störwirkung einer Abnahme des Maximalpegels von q dB entspricht. Übliche Werte für q sind 3 dB und 4 dB. $q = 4$ dB sollte eher eingesetzt werden, wenn es um die Beurteilung von Fluglärm in einer ruhigen, ländlichen Umgebung geht. Ein Mittelungspegel mit $q = 3$ dB hingegen eignet sich besser zur Beurteilung von Umgebungen, in denen bereits ein deutlicher Hintergrundlärm vorhanden ist [44]. Die tageszeitabhängige Gewichtung g_i berücksichtigt, dass zu bestimmten Abend- und Nachtzeiten, wenn der Umgebungslärm in der Regel geringer und das Ruhebedürfnis von Menschen größer ist, sich einzelne Lärmereignisse negativer auf die gemittelte Gesamtbelastung auswirken. Beim Bewertungs- bzw. Beurteilungszeitraum T handelt es sich um den Zeitraum, für den ein Index erstellt werden soll. Abhängig vom betrachteten Dauerschallpegel sind das häufig mehrere Monate oder ein ganzes Jahr.

Eine Auswahl an Dauerschallpegeln wird an dieser Stelle kurz vorgestellt, da sie durch den zunehmenden Verkehr bei gleichzeitiger Reduzierung der Maximalschallpegel der einzelnen Flugzeuge verstärkt ins öffentliche Blickfeld geraten sind. Einen umfassenden Vergleich der national und international angewandten Verfahren findet man bei Matschat und Müller [95].

5.7.1 Der äquivalente Dauerschallpegel nach Fluglärmsgesetz

Für die Berechnung der Fluglärmbelastung innerhalb eines Zeitraumes T , der nach Fluglärmsgesetz die sechs verkehrsreichsten Monate eines Jahres umfasst, kann der äquivalente Dauerschallpegel $L_{eq(4)}$ nach Gleichung 5.37 herangezogen werden [68].

$$L_{eq(4)} = 13.3 \cdot \log \left(\frac{t_{ref}}{T} \sum_{i=1}^N g_i 10^{L_{AZi}/13.3} \right) + 4 \quad (5.37)$$

$L_{eq(4)}$: Äquivalenter Dauerschallpegel [dB]

L_{AZi} : i -ter Einzelereignispegel [dB]

T : Bezugszeitraum [s]: 180 Tage entsprechen $1.5552 \cdot 10^7$ s

t_{ref} : Referenzzeit = 10 s

N : Anzahl Fluglärmereignisse im Betrachtungszeitraum T

Auf der Basis des Einzelereignispegels L_{AZ} (vgl. Abschnitt 5.6.1) ist der Halbierungsparameter beim äquivalenten Dauerschallpegel $q = 4$ dB und die Referenzzeit $t_{ref} = 10$ s. Der $L_{eq(4)}$ wird für zwei Fälle berechnet:

- a) $g_i = 1.5$ für die Zeit von 6 bis 22 Uhr und $g_i = 0$ für 22 bis 6 Uhr
- b) $g_i = 1$ für die Zeit von 6 bis 22 Uhr und $g_i = 5$ für 22 bis 6 Uhr

Der gültige $L_{eq(4)}$ ist dann der größere der beiden Werte. Der Äquivalenzparameter $q = 4$ dB bedeutet hier, dass eine Halbierung der Geräuschkdauer oder der Geräuschkhäufigkeit hinsichtlich der Störwirkung einer Abnahme des Maximalpegels um 4 dB entspricht.

Die Berechnung des äquivalenten Dauerschallpegels $L_{eq(4)}$ nach Fluglärmsgesetz und ISO 3891 [74] ist sachlich identisch mit der Berechnung des L_{eq} aus der DIN 45 643 Teil 1 [26], der auf der Basis eines A-bewerteten Maximalpegels L_{Amax} der Einzelergebnisse berechnet wird.

$$L_{eq} = 13.3 \cdot \log \left(\sum_{i=1}^N g_i \frac{t_{10i}}{T} 10^{L_{Amax,i}/13.3} \right) \quad (5.38)$$

L_{eq} : Äquivalenter Dauerschallpegel nach DIN 45643 [dB]

t_{10i} : 10 dB-down-time des i -ten Überfluges [s]

$L_{Amax,i}$: A-bewerteter Maximalpegel des i -ten Überfluges [dB]

N : Anzahl Fluglärmereignisse im Betrachtungszeitraum T

5.7.2 Der energieäquivalente Dauerschallpegel

Für die Berechnung des energieäquivalenten Dauerschallpegels² $L_{eq(3)}$ nach ISO 3891 [74] kann unter Verwendung des Einzelereignispegels L_{AX} (vgl. Abschnitt 5.6.2) folgende Formel verwendet werden:

$$L_{eq(3)} = 10 \cdot \log \left(\frac{t_{ref}}{T} \sum_{i=1}^N g_i 10^{L_{AX,i}/10} \right) \quad (5.39)$$

$L_{eq(3)}$: Energieäquivalenter Dauerschallpegel nach ISO 3891 [dB]

t_{ref} : Referenzzeit = 1 s

T : Beurteilungszeitraum [s]

g_i : Tageszeitabhängiger Gewichtungsfaktor

$L_{AX,i}$: i -ter Einzelereignispegel [dB]

N : Anzahl Fluglärmereignisse im Betrachtungszeitraum T

In Gleichung 5.39 wird eine Referenzzeit von einer Sekunde zugrunde gelegt. Im Gegensatz zum äquivalenten wird beim energieäquivalenten Dauerschallpegel bereits eine Erhöhung des Schalldruckpegels um 3 dB mit der Verdopplung der Schalldauer (und umgekehrt) gleich gesetzt. Nur wenn ein Geräusch genauso lang ist wie der Beurteilungszeitraum T , sind beide Dauerschallpegel identisch, ansonsten ist $L_{eq(4)}$ immer kleiner als $L_{eq(3)}$.

5.7.3 Der äquivalente Tag/Nacht Dauerschallpegel

Für die gezielte Berücksichtigung von Nachtfluglärm wird häufig auch der äquivalente Tag/Nacht Dauerschallpegel (Day/Night Average Sound Level) L_{dn} herangezogen. Er basiert auf dem Einzelereignispegel L_{AX} (Abschnitt 5.6.2) oder dem SEL (Abschnitt 5.6.3) und einem Halbierungsparameter von $q = 3$ dB. Der Beurteilungszeitraum T ist üblicherweise ein Jahr und die tageszeitliche Gewichtung beträgt von 7 bis 22 Uhr $g_i = 1$ und von 22 bis 7 Uhr $g_i = 10$ [29]:

$$L_{dn} = 10 \cdot \log \left(\frac{t_{ref}}{T} \sum_{i=1}^N g_i 10^{L_{AX,i}/10} \right) \quad (5.40)$$

L_{dn} : Äquivalenter Tag/Nacht Dauerschallpegel [dB]

t_{ref} : Referenzzeit = 1 s

T : Beurteilungszeitraum [s]: 1 Jahr entspricht $3.1536 \cdot 10^7$ s

g_i : Tageszeitabhängiger Gewichtungsfaktor

$L_{AX,i}$: i -ter Einzelereignispegel [dB]

N : Anzahl Fluglärmereignisse im Betrachtungszeitraum T

5.7.4 Der effektive äquivalente Dauerschallpegel

Ein in den USA häufig angewandter äquivalenter Dauerschallpegel basiert auf dem Effective Perceived Noise Level (EPNL) (vgl. Abschnitt 5.6.4):

²Der Pegel wird energieäquivalent genannt, da er im Zusammenhang mit der Beurteilungszeit ein Maß für die während eines Schallereignisses auf den Immissionsort je Flächeneinheit aufgetroffene Energie ist. Integriert wird nicht über den Schallpegel, sondern über das Schalldruckquadrat, das zur Schallintensität und damit zur Schallleistung je Flächeneinheit proportional ist. Der energieäquivalente Dauerschallpegel nach Fluglärmgesetz [4] bildet hier eine Ausnahme [5].

$$PNL_{eq} = 10 \cdot \log \left(\frac{t_{ref}}{T} \sum_{i=1}^N g_i 10^{EPNL_i/10} \right) \quad (5.41)$$

PNL_{eq} : Äquivalenter Dauerschallpegel [PNLdB]

t_{ref} : Referenzzeit = 1 s

T : Beurteilungszeitraum [s]

g_i : Tageszeitabhängiger Gewichtungsfaktor

$EPNL_i$: i -ter Einzelereignispegel [EPNLdB]

N : Anzahl Fluglärmereignisse im Betrachtungszeitraum T

Eine tageszeitliche Gewichtung wird nicht vorgenommen ($g_i = 1$) und der Bezugszeitraum kann beliebig gewählt werden.

5.7.5 Der gewichtete effektive äquivalente Dauerschallpegel

Für eine tageszeitabhängige Lärmbelastungsvorhersage auf der Basis des $EPNL$ existiert der $WECPNL(\mathcal{J})$, bei dem es sich um einen gewichteten effektiven äquivalenten Dauerschallpegel (Weighted Equivalent Continuous Perceived Noise Level) handelt [65]. Als Bezugszeitraum wird üblicherweise ein Jahr angenommen.

$$WECPNL(\mathcal{J}) = 10 \cdot \log \left(\frac{t_{ref}}{T} \sum_{i=1}^N g_i 10^{EPNL_i/10} \right) \quad (5.42)$$

$WECPNL(\mathcal{J})$: Gewichteter effektiver äquivalenter Dauerschallpegel [WECPNLdB]

t_{ref} : Referenzzeit = 1 s

T : Beurteilungszeitraum [s]: 1 Jahr entspricht $3.1536 \cdot 10^7$ s

g_i : Tageszeitabhängiger Gewichtungsfaktor

$EPNL_i$: i -ter Einzelereignispegel [EPNLdB]

N : Anzahl Fluglärmereignisse im Betrachtungszeitraum T

Beim $WECPNL(\mathcal{J})$ auf der Basis des Einzelereignispegels $EPNL$ (Abschnitt 5.6.4) beträgt der Halbierungsparameter $q = 3$ dB und die Referenzzeit $t_{ref} = 1$ s. Die tageszeitliche Gewichtung unterscheidet dabei zwischen Tag, Abend und Nacht: $g_i = 1$ für die Zeit von 7 bis 19 Uhr, $g_i = 3.16$ für 19 bis 22 Uhr und $g_i = 10$ für 22 bis 7 Uhr. Darüber hinaus können die Gewichtungsfaktoren auch von der Jahreszeit abhängig gemacht werden.

Der Halbierungsparameter $q = 3$ dB bedeutet, dass hier eine Halbierung der Geräuschkdauer oder der Geräuschkhäufigkeit hinsichtlich der Störwirkung einer Abnahme des Maximalpegels von 3 dB gleichgesetzt wird.

5.8 Kosten-Einheiten

Ein in den Niederlanden entwickeltes und am Flughafen Schiphol eingesetztes Lärmberechnungsverfahren sind die Kosten-Einheiten Ke oder auch Kosten Units KU, die den Fluglärm im Zeitraum eines Jahres beurteilen [108]. Die empirische Methode wurde von dem Niederländer Kosten entwickelt und berücksichtigt eine Belastungsunterscheidung zwischen Tag (6-23 Uhr) und Nacht (23-6 Uhr). Die Berechnung basiert auf dem A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} [37]:

$$B = 10 \cdot \log \left(\sum_{i=1}^N g_i \cdot 10^{L_{Amax,i}/15} \right) - 157 \quad (5.43)$$

B : Lärmbelastungsindex nach Kosten [Ke]

N : Anzahl Überflüge pro Jahr

$L_{Amax,i}$: A-bewerteter Maximalpegel des i -ten Überfluges [dB]

g_i : Tageszeitabhängiger Gewichtungsfaktor

Der Gewichtungsfaktor g_i liegt in Abhängigkeit von der Tageszeit im Bereich von 1 bis 10. Der verwendete Lärmpegel L_{Amax} wird allerdings nicht gemessen, sondern basiert auf einer Kalkulation, die unter anderem die Parameter Flugroute, Flugzeugtyp, Uhrzeit und Flughöhe berücksichtigt. Da der Kosten-Index auf dem Maximalpegel beruht, betrachtet er allerdings nicht die Einwirkdauer eines Fluglärmereignisses und bewertet somit langsam fliegende Maschinen genauso hoch wie schnelle Flugzeuge gleichen Schalldrucks.

Kapitel 6

Bevölkerungsabhängige Bewertungsverfahren

Ein Ziel bei der Entwicklung von Lärmbewertungsverfahren war es, Lärmarten und Belastungsarten vergleichen zu können. Untersuchungen der letzten Jahre zeigten allerdings, dass eine Festlegung von Kriterien aufgrund der Heterogenität unterschiedlicher Lärmsituationen sehr schwierig ist [146]. Als „Lärm“ wird heute allgemein unerwünschter, belästigender oder schädigender Schall bezeichnet. Die Medizin unterscheidet grundsätzlich zwischen auralen und extraauralen Wirkungen auf den Menschen, wobei sich die auralen Wirkungen direkt auf das Ohr beziehen und extraaural alle Wirkungen auf den Gesamtorganismus des Menschen beschreibt. Die Reaktion des Ohres auf sehr hohe Schallpegel ist Schwerhörigkeit bis hin zur Taubheit.

Die extraauralen Wirkungen gliedern sich wiederum in physische und psychische Auswirkungen auf den menschlichen Körper und sind oftmals wesentlich schwieriger mit Lärm in Beziehung zu bringen. Zu den physischen Auswirkungen gehören Bluthochdruck, steigendes Herzinfarktrisiko bzw. eine allgemeine Herzinsuffizienz sowie Hemmungen des Immunsystems bis hin zu Magengeschwüren. Insgesamt handelt es sich allerdings um eine lange Kette von Einzelreaktionen des Körpers auf Lärm, an deren Ende oftmals die aufgezählten Krankheiten stehen [146]. Die psychischen modifizieren oftmals die physischen Reaktionen und erschweren damit den Nachweis einer direkten Verbindung zwischen Lärmbelastung und Krankheit. In der VDI-Richtlinie werden vier psychische Reaktionen - hervorgerufen durch Lärm - unterschieden [141]. Dazu gehören individuelle Dispositionen wie beispielsweise Lärmempfindlichkeit, situationsabhängige Merkmale zu denen Lärmwirkungen in Belastungssituationen gehören, Kompensationsmöglichkeiten, zu denen auch die Akzeptanz gehören kann und die allgemeine Gewöhnung.

Primäre Lärmwirkungen werden als Störungen bezeichnet, sekundäre als Belästigungen. Zwischen Belästigung und Störung gibt es einen deutlichen qualitativen Unterschied, der sich auf Kommunikation, konzentrierte Arbeit, Erholung und Ruhe auswirkt. Insbesondere Fluglärm wird von großen Teilen der Bevölkerung als sehr belästigend empfunden [133]. Belästigung ist häufig eine psychische Einstellung und bewirkt bereits eine qualitative Veränderung der Lebenssituation. Lästigkeit von Lärm wird allgemein durch folgende Faktoren charakterisiert, zu denen ein hoher Störabstand

(> 10 dB) zum Grundlärmpegel, Schwankungen in der Frequenz, Impulshaltigkeit¹ und ein unregelmäßiges Auftreten gehören.

In den letzten Jahren wurde versucht, Grenzwerte für die Belastung durch Fluglärm zu finden. Da viele unterschiedliche Umrechnungsverfahren für die Berücksichtigung der Lärmdauer und der Lärmhäufigkeit angewandt wurden, ist es nicht immer leicht, diese Grenzen nachzuvollziehen bzw. zu vergleichen [105, 146] (vgl. Kapitel 5). Am restriktivsten sind derzeit wahrscheinlich die Forderungen der WHO, die seit 1999 einen äquivalenten Tag/Nacht Dauerschallpegel L_{dn} (vgl. Abschnitt 5.7.3) von maximal 50 dB fordert, um eine schädliche Störung der betroffenen Bevölkerung ausschließen zu können [6].

So wurden in den letzten Jahren einige Verfahren speziell für die Fluglärmbewertung in Abhängigkeit von der Bevölkerung entwickelt, von denen hier die am häufigsten angewandten vorgestellt werden.

6.1 Der Level-Weighted Population-Index

Der bevölkerungsabhängige Lärmbelastungsindex „Level-Weighted Population-Index“ *LWP* wurde vom National Academy of Science Committee of Hearing, Bioacoustics and Biomechanics entwickelt [103]. Er berücksichtigte, dass die Belästigungswirkung durch Lärm insbesondere vom Schallpegel abhängig war [77]. Das Verhältnis zwischen Schallpegel und Belästigung wurde durch die Intensitätsgewichtungsfunktion $W(L_{Adn})$ charakterisiert, bei der L_{Adn} dem äquivalente Tag/Nacht Dauerschallpegel L_{dn} ähnlich war (vgl. Abschnitt 5.7.3). L_{Adn} berechnete sich nach [34] aus

$$L_{Adn} = 10 \cdot \log \left(\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N g_i 10^{L_{AX,i}/10} \text{ dB} \right) \quad (6.1)$$

L_{Adn} : Äquivalenter Tag/Nacht Dauerschallpegel [dB]

N : Anzahl Überflüge in 24 Stunden

g_i : Tageszeitabhängige Gewichtung

$L_{AX,i}$: i -ter Einzelereignispegel [dB]

Die tageszeitabhängige Gewichtung betrug wie in Gleichung 5.40 von 7 bis 22 Uhr $g_i = 1$ und von 22 bis 7 Uhr $g_i = 10$, die Beurteilungsgröße für die Fluglärmbelastung für die Überflüge war ebenfalls der zeitabhängige Einzelereignispegel L_{AX} (vgl. Abschnitt 5.6.2). Die analytische Lösung für die Intensitätsgewichtungsfunktion $W(L_{Adn})$ basierte auf den Arbeiten von Schultz [132] und lautete

$$W(L_{Adn}) = \frac{3.36 \cdot 10^{-6} \cdot 10^{0.103 L_{Adn}}}{0.2 \cdot 10^{0.03 L_{Adn}} + 1.43 \cdot 10^{-4} \cdot 10^{0.08 L_{Adn}}} \quad (6.2)$$

$W(L_{Adn})$: Intensitätsgewichtungsfunktion des *LWP*

Diese Funktion beruhte auf einer Sammlung von Untersuchungen zur Lärmbelästigung für unterschiedliche Geräuscharten (Abbildung 6.1). Obwohl sie in den USA damals zu den besten Korrelationen zwischen Schallpegel, Dauer und Belästigung

¹Als impulsartige Geräusche werden Geräusche bezeichnet, deren Pegel nach dem subjektiven Eindruck schnell über den mittleren Pegel des Geräusches ansteigen und deren Pegelerhöhung nur von sehr kurzer Dauer ist (Schuss oder Explosion).

gehörte [34], hatte sie den mathematischen Nachteil einer fehlenden Obergrenze. Dieses Manko wurde allerdings durch die Obergrenze des größten auftretenden L_{Adn} kompensiert.

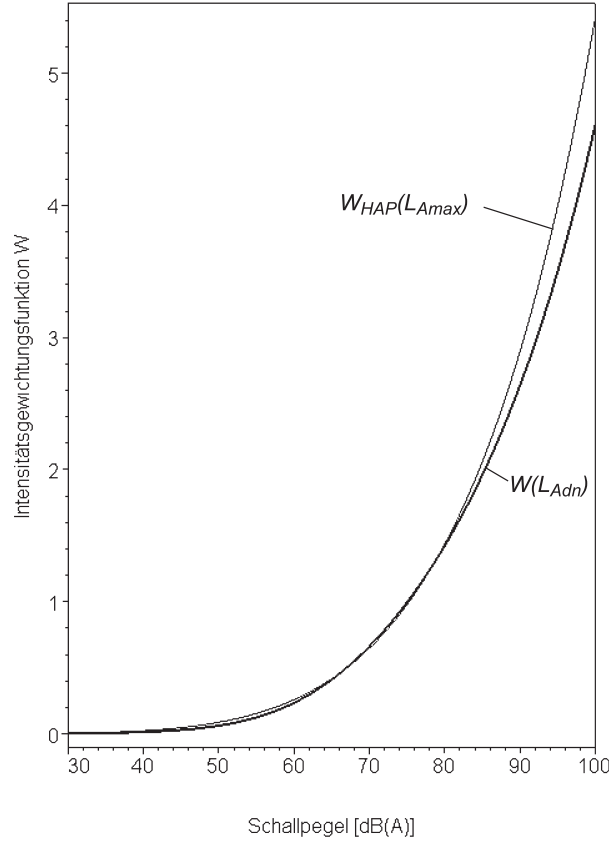


Abbildung 6.1: Intensitätsgewichtungsfunktionen des *LWP* auf der Basis des Tag/Nacht Dauerschallpegels L_{Adn} und des *HAPN* unter Verwendung des A-bewerteten Maximalpegels L_{Amax} .

Der Level-Weighted Population-Index berechnete sich schließlich aus dem Integral über die Intensitätsgewichtungsfunktion, die Anzahl der mit einem bestimmten Schallpegel belastigten Menschen und einem Schallpegelintervall ΔL_{Adn} .

$$LWP = \int_{55dB}^{L_{Adn,max}} W(L_{Adn}) \cdot P(L_{Adn}) \cdot \Delta L_{Adn} \cdot dL_{Adn} \quad (6.3)$$

LWP : Level-Weighted Population-Index

$W(L_{Adn})$: Intensitätsgewichtungsfunktion

$P(L_{Adn})$: Anzahl Menschen, die von einem Schallpegel zwischen L_{Adn} und $L_{Adn} + \Delta L_{Adn}$ betroffen sind

ΔL_{Adn} : Betrachtetes Schallpegelintervall [dB]

$L_{Adn,max}$: Maximaler A-bewerteter äquivalenter Tag/Nacht Dauerschallpegel im betrachteten Zeitraum [dB]

Üblicherweise lag die Untergrenze des Integrationsintervalls bei 55 dB und die Obergrenze beim höchsten aufgetretenen Lärmpegel L_{Adn} . Für die Berechnung auf

einem Computer existierte eine Näherungslösung, die auf einer Addition über die einzelnen Schallpegelintervalle beruhte:

$$LWP \approx \sum_{i=1}^N W(L_{Adn})_i \cdot P(L_{Adn})_i \quad (6.4)$$

N : Anzahl der Intervalle mit $L_{Adn} \geq 55$ dB

i : Nummer des Schallpegelintervalls L_{Adn} bis $L_{Adn} + \Delta L_{Adn}$

$W(L_{Adn})_i$: Intensitätsgewichtungsfunktion des betrachteten L_{Adn}

$P(L_{Adn})_i$: Anzahl Menschen, die vom i -ten Schallpegelintervall betroffen sind

6.2 Der Noise Impact Index

Der „Noise Impact Index“ NII ² basierte auf dem LWP (vgl. Abschnitt 6.1) und wurde ebenfalls von der National Academy of Science entwickelt [77]. Im Gegensatz zum LWP wurde beim NII aber die Gesamtbelastung durch die Anzahl der Menschen dividiert, die vom Fluglärm oberhalb einer Schwelle von 55 dB betroffen waren.

$$NII = \frac{LWP}{\int_{55dB}^{L_{Adn,max}} P(L_{Adn}) \cdot \Delta L_{Adn} \cdot dL_{Adn}} \quad (6.5)$$

NII : Noise Impact Index

LWP : Level-Weighted Population-Index

$P(L_{Adn})$: Anzahl Menschen, die von einem Schallpegel zwischen L_{Adn} und $L_{Adn} + \Delta L_{Adn}$ betroffen sind

ΔL_{Adn} : Betrachtetes Schallpegelintervall [dB]

Für eine leichtere Umsetzung auf einen Computer konnte wie beim LWP das Integral im Nenner der Gleichung 6.5 näherungsweise durch eine Summe über die diskreten Intervalle ersetzt werden:

$$\sum_{i=1}^N P(L_{Adn})_i \approx \int_{55dB}^{L_{Adn,max}} P(L_{Adn}) \cdot \Delta L_{Adn} \cdot dL_{Adn} \quad (6.6)$$

N : Anzahl der Intervalle mit $L_{Adn} \geq 55$ dB

Gleichung 6.6 beinhaltet also die Anzahl der Menschen, die von einem Überflugeignis mit mehr als 55 dB betroffen waren. Damit war der LWP ein Index, um die Gesamtbelastung der Bevölkerung in einem Betrachtungsgebiet zu quantifizieren, und der NII drückt eher die durchschnittliche Belastung der einzelnen betroffenen Person aus. Aus diesem Grund war der NII auch besser geeignet, Gebiete mit stark differenzierten Bevölkerungszahlen zu vergleichen, denn Untersuchungen hatten deutlich gemacht, dass der LWP dazu neigte, mit der Größe der besiedelten Gebiete zu wachsen.

Simulationen zeigten jedoch auch, dass sich der NII gegenüber dem LWP in bestimmten Situationen deutlich anders verhielt. Durch die Lärmzuordnung „pro Kopf“ neigte der NII dazu, Streckenführungen zu bevorzugen, auf denen wenig Lärm auf

²Der Noise Impact Index sollte nicht mit dem „Noise and Number Index“ NNI , der bis 2001 in der Schweiz gebräuchlich war, verwechselt werden [138]. Der NNI wird an dieser Stelle nicht weiter beschrieben, da er international nicht einheitlich definiert ist [2].

viele Menschen verteilt wurde. Der *LWP* tendierte hingegen dazu, Strecken als besser zu bewerten, auf denen relativ hohe Pegel von einer kleinen Bevölkerungszahl ertragen werden mussten. Dies kam beim *NII* zum einen durch die Nicht-Berücksichtigung der Bevölkerungsteile, die von einem Lärmpegel unterhalb von 55 dB betroffen waren, und zum anderen durch die überproportionale Gewichtung hoher Pegel durch die Intensitätsgewichtungsfunktion $W(L_{Adn})$ beim *LWP* [77].

6.3 Der Highly Annoyed Population Number-Index

Der „Highly Annoyed Population Number-Index“ *HAPN* war ein Index, über den die Belastung der einzelnen Personen direkter als bei anderen Verfahren bestimmt werden konnte. Er unterschied sich an zwei Stellen vom *LWP* und dem *NII* (Abschnitt 6.1 und 6.2), der zum einen auf dem A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} eines Lärmereignisses basierte und zum anderen eine einfachere Gewichtungsfunktion W_{HAP} verwendete, die aus den Ergebnissen von Kryter [85] mit Hilfe der Methode der kleinsten Fehlerquadrate angepasst wurde³ [77]:

$$W_{HAP}(L_{Amax}) = 6.5885 \cdot 10^{-12} \cdot (L_{Amax})^{5.957603} \quad (6.7)$$

$W_{HAP}(L_{Amax})$: Gewichtungsfunktion für den *HAPN*-Index
 L_{Amax} : A-bewerteter Maximalpegel [dB]

Der Verlauf der Gewichtungsfunktion W_{HAP} war allerdings nahezu identisch mit der Gewichtungsfunktion $W(L_{Adn})$ des *LWP* (Abbildung 6.1). Dazu wurde der A-bewertete Maximalpegel jedoch nicht direkt übernommen, sondern wiederum entsprechend der Tageszeit gewichtet. Für die Zeit von 7 bis 22 Uhr wurde der A-bewertete Maximalpegel direkt verwendet ($L_{Amax,day}$) und zwischen 22 und 7 Uhr in der Nacht wurden jeweils 10 dB zum Maximalpegel addiert ($L_{Amax,night}$). Dadurch wurde bei einem nächtlichen Überflug von einer deutlich erhöhten Lästigkeit gegenüber einem Flug am Tage ausgegangen. Das Gewicht W_{HAP} wurde als der Anteil Menschen interpretiert, der mit einem besonders unangenehmen Lärmpegel belästigt wurde. Der *HAPN*-Index berechnete sich schließlich aus

$$HAPN = \frac{\sum_{i=1}^N (W_{HAP}(L_{Amax,day})_i \cdot P_i + W_{HAP}(L_{Amax,night})_i \cdot P_i)}{P_{total}} \quad (6.8)$$

HAPN: Highly Annoyed Population Number-Index
 N : Anzahl betrachteter Schallpegelklassen
 $W_{HAP}(L_{Amax})_i$: Gewichtung der i -ten Gruppe in Abhängigkeit des A-bewerteten Maximalpegels
 $L_{Amax,day}$: A-bewerteter Maximalpegel eines Überflugereignisses am Tag [dB]
 $L_{Amax,night}$: A-bewerteter Maximalpegel +10 dB eines Überflugereignisses in der Nacht [dB]
 P_i : Anzahl Einwohner in der i -ten Klasse
 P_{total} : Anzahl Einwohner im betrachteten Gebiet

Ähnlich wie beim *LWP* wurden beim *HAPN* die Lärmpegel in N Klassen der Größe ΔL_{Amax} eingeteilt und für diese das jeweilige Gewicht W_{HAP} berechnet. P_i war

³Jacobsen und Melton schrieben, dass sie eine Unterscheidung zwischen Pegeln ober- und unterhalb von 75.3 dB vorgenommen hatten, quantifizierten diese jedoch nicht in ihrer Arbeit.

die Anzahl der Einwohner, die vom Maximalpegel der i -ten Klasse eines Überfliegerereignisses betroffen waren und P_{total} waren schließlich alle Einwohner des betrachteten Untersuchungsgebietes.

Da diese Funktion durch die konstante Gesamtzahl der Bewohner des Untersuchungsgebietes dividiert wurde, traten die beschriebenen Effekte mit der Abhängigkeit des NII von den direkt betroffenen Bevölkerungsteilen beim $HAPN$ nicht auf (vgl. Abschnitt 6.2). Allerdings wurde durch die Verwendung des von der Zeitdauer unabhängigen Maximalpegels L_{Amax} die Einwirkdauer eines Fluglärmereignisses nicht berücksichtigt, sodass der Umfang der Lästigkeit unter Umständen verzerrt dargestellt wurde.

6.4 Das Fluglärmbewertungsmaß

Das Fluglärmbewertungsmaß 1 $FB1$ wurde von Finke und Martin anhand von Korrelationsberechnungen an mehreren Datensätzen zur Fluglärmbelästigung erstellt [47]. Das Bewertungsmaß basierte auf dem Mittelungspegel mit dem Äquivalenzparameter $q = 3$ dB ähnlich dem energieäquivalenten Dauerschallpegel (vgl. Abschnitt 5.7.2). Allerdings berücksichtigten sie bei ihren Berechnungen nicht die Dauer, die ein Fluglärmereignis hatte, sondern betrachteten nur den A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} . Um größere Überflughäufigkeiten stärker zu gewichten, ergänzten sie noch einen logarithmischen Term, mit dem die Häufigkeit berücksichtigt wurde. Anschließend addierten sie noch eine sogenannte Maßstabskonstante C , durch die beispielsweise eine Umrechnung vom Perceived Noise Level in den A-bewerteten Pegel integriert wurde (vgl. Abschnitt 5.6.4).

$$FB1 = 10 \cdot \log \left(\sum_{i=1}^N 10^{L_{Amax,i}/10} \right) + 10 \cdot \log N + C \quad (6.9)$$

$FB1$: Fluglärmbewertungsmaß 1

N : Anzahl Überflüge

$L_{Amax,i}$: A-bewerteter Maximalpegel des i -ten Fluglärmereignisses [dB]

C : Maßstabskonstante

Allerdings hatten Untersuchungen einige Jahre zuvor bereits gezeigt, dass ein deutlicher Einfluss auf die Gestörtheit durch die Dauer des Lärms existiert [96]. Auch die weiterführenden Arbeiten von Finke zeigten, dass die Schallereignisdauer und die Geschwindigkeit, mit der sich der Schallpegel änderte, einen deutlichen Einfluss auf die Korrelation zwischen Lärmereignis und Gestörtheit hatte [46]. Er beschrieb die zeitliche Pegeländerung näherungsweise mit dem Tangens des Anstiegswinkels α gegen die Zeitachse (Abbildung 6.2) und damit durch die Gleichung

$$\tan \alpha = \frac{\Delta L}{\Delta t} = \frac{10}{t_{10}/2} = \frac{20}{t_{10}} \quad (6.10)$$

ΔL : Differenz des Schalldruckpegels [dB]

Δt : Differenz der Zeit [s]

t_{10} : 10 dB-down-time [s]

Die Schnelligkeit des Pegelanstieges im Bereich des Maximalpegels konnte also durch die Verwendung der 10 dB-down-time berücksichtigt werden (vgl. Abschnitt

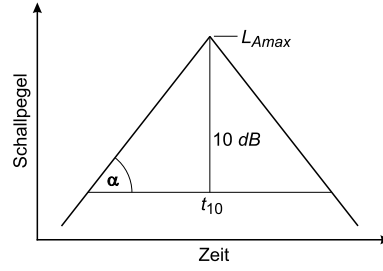


Abbildung 6.2: Näherungsweise Berechnung der Schallpegeländerung über die 10 dB-down-time t_{10} und den Maximalpegel L_{Amax} .

5.5.1). Durch die Erweiterung des *FB1* um die Pegelanstiegsgeschwindigkeit gelangte er zum *FB2*:

$$FB2 = 10 \cdot \log \left(\sum_{i=1}^N 10^{L_{Amax,i}/10} \right) + 10 \cdot \log N + \frac{20}{t_{10}} + 50 \quad (6.11)$$

FB2: Fluglärmbewertungsmaß 2

N : Anzahl Überflüge

$L_{Amax,i}$: A-bewerteter Maximalpegel des i -ten Fluglärmereignisses [dB]

t_{10} : 10 dB-down-time [s]

Das Fluglärmbewertungsmaß 2 zeigte schließlich innerhalb der ihm zur Verfügung stehenden Datensätze die beste Übereinstimmung mit der Gestörtheit von Probanden.

6.5 Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm

Der Index „Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm“ *BFL* von Leder [87] basierte auf einem linearen Ansatz von Fletcher [49], der anhand einer Reihe von Experimenten bei unterschiedlichen Frequenzen einen Zusammenhang zwischen der Lautheit \mathcal{L} und dem Schallpegel L_N herausarbeitete. Es zeigte sich, dass zwei Schallereignisse mit gleichem Lautstärkenpegel in der Einheit phon allgemein als „gleich laut“ empfunden wurden. Bei einer Pegeländerung hingegen war der subjektive Eindruck von Lautstärkenänderungen nicht proportional zur gemessenen Pegeländerung. Mit der Lautheit \mathcal{L} wurde ein Maß eingeführt, bei dem mit verdoppelten Lautstärkenempfinden eine Verdopplung des Zahlenwertes verbunden war (Abbildung 6.3) [73].

Unabhängig von der Frequenz war eine Lautheit $\mathcal{L} = 1$ sone als ein Lautstärkenpegel von 40 phon definiert (vgl. Abschnitt 5.3). Kinsler [82] zeigte in einem Vergleich, dass die empirisch ermittelte Formel

$$\mathcal{L} = 0.046 \cdot 10^{L_N/30} \quad (6.12)$$

\mathcal{L} : Lautheit [sone]

L_N : Lautstärkenpegel [phon]

oberhalb von 1 sone die gemessenen Empfindungswerte sehr gut wiedergab. Nach Leder konnte zur Vereinfachung und Beschleunigung anstelle des Lautstärkepegels L_N auch ein A-bewerteter Mittelungspegel oder der äquivalente Dauerschallpegel $L_{eq(4)}$ (vgl. Abschnitt 5.7.1) nach Fluglärmgesetz [68] verwendet werden. So konnte er ein

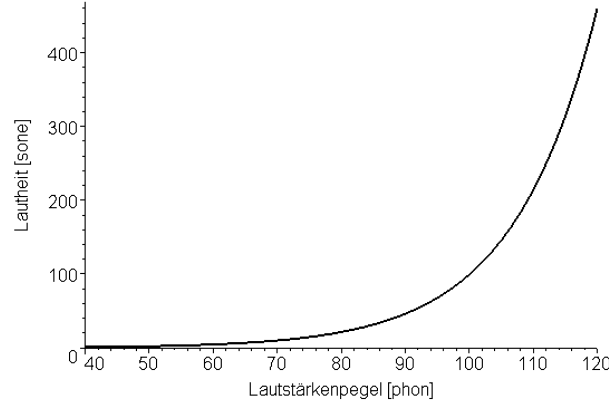


Abbildung 6.3: Die Lautheit im Verhältnis zum Lautstärkenpegel.

bevölkerungsabhängiges Lärmkriterium entwickeln, dass auf einem Pegelwert basierte, der sich linear zum menschlichen Höreindruck verhielt. In seinem ersten Ansatz zur Bewertung ersetzte er den einfachen Lautstärkenpegel durch den äquivalenten Dauerschallpegel und gewichtete Gleichung 6.12 mit der Anzahl E_{r_B} der betroffenen Bevölkerung im Verhältnis zu allen im Betrachtungsgebiet wohnenden Menschen:

$$BFL(r_B) = 0.046 \cdot \frac{E(r_B)}{\sum_{i=1}^N E(r_{B,i})} 10^{L_{eq(4)}(r_B)/30} \quad (6.13)$$

$BFL(r_B)$: Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm für das Gebiet r_B

$E(r_B)$: Anzahl Einwohner im Gebiet r_B

$L_{eq(4)}(r_B)$: Äquivalenter Dauerschallpegel [dB]

N : Anzahl Gitterpunkte

In seinem zweiten Ansatz berücksichtigte er neben dem Schallpegelbewertungsanteil $L_{Ant}(r_B)$ auch einen Pausenpegelanteil $PP_{Ant}(r_B)$ zwischen zwei Überflügen, die beide in Abhängigkeit von der Größe der betroffenen Bevölkerung und der Tageszeit ermittelt wurden. Dieser Ansatz erscheint insbesondere dann sinnvoll, wenn die zeitlichen Abstände zwischen den Überflügeignissen sehr kurz werden, da Untersuchungen von Guski gezeigt haben, dass Ruhepausen von unter drei Minuten von Fluglärm betroffenen nicht mehr als Erholungspausen wahrgenommen wurden [54]. Die bevölkerungsabhängige Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm BFL_{AL} war wie der BFL ebenfalls ortsabhängig und musste deshalb für jeden Immissionspunkt r_B gesondert berechnet werden. Bei der folgenden Betrachtung sind alle Größen lokale Werte, sodass formal auf die Angabe (r_B) verzichtet wird.

$$BFL_{AL} = L_{Ant} - PP_{Ant} \quad (6.14)$$

BFL_{AL} : Bevölkerungs- und tageszeitabhängige Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm

L_{Ant} : Lärmanteil mit tageszeitlicher Antreffwahrscheinlichkeit und Bevölkerungsdichteabhängigkeit

PP_{Ant} : Pausenpegelanteil, ebenfalls tageszeit- und bevölkerungsdichteabhängig

Eine Dichteverteilung berücksichtigte dabei nicht nur die tatsächliche Anzahl der Bewohner, sondern auch deren Antreffwahrscheinlichkeit Z_J in den Wohngebieten

im betrachteten Tageszeitabschnitt J . So ging Leder davon aus, dass die Bewohner tagsüber mit einer Wahrscheinlichkeit von 50% (12 Stunden), am Abend von 75% (4 Stunden) und nachts von 100% (8 Stunden) zu Hause anzutreffen waren. Finke [46] hatte sich 1980 mit der Gestörtheit von Menschen durch Lärm beschäftigt und bei seinen Untersuchungen eine maximale Korrelation für einen Gewichtungsfaktor k_J in Abhängigkeit von der Tageszeit herausgearbeitet, die Leder in seinen Belastungsindex einfließen ließ:

$$L_{Ant} = 10 \cdot \log \left(\frac{1}{\sum_J t_J} \frac{\delta}{\delta_{max}} \sum_J Z_J t_J 10^{0.1(L_{mJ} + k_J)} \right) \quad (6.15)$$

mit

$$\delta = \frac{E(r_B)}{S(r_B)} \quad (6.16)$$

J : Betrachteter Tageszeitabschnitt [d, e, n]

t_J : Länge des betrachteten Tageszeitabschnittes [h]

δ : Lokale Bevölkerungsdichte [Einwohner/m²]

δ_{max} : Maximale lokale Bevölkerungsdichte [Einwohner/m²]

Z_J : Antreffwahrscheinlichkeit dafür, dass die Bevölkerung zu Hause ist

L_{mJ} : Lärmwerte aus den Mittelungspegeln der Tagesabschnitte [dB]

k_J : Gestörtheitsfaktor

$S(r_B)$: Fläche des Untersuchungsgebietes [m²]

Nach Araçi [1] setzte Leder die maximale Bevölkerungsdichte

$$\delta_{max} = 0.08 \text{ Einwohner/m}^2$$

und nach Finke [46] den Gestörtheitsfaktor k in Abhängigkeit von der Tageszeit auf folgende Werte:

- Tagsüber: $k_d = 0$ mit einer Dauer von $t_d = 12$ h und Antreffwahrscheinlichkeit $Z_d = 0.5$
- Abends: $k_e = 15$ mit einer Dauer von $t_e = 4$ h und Antreffwahrscheinlichkeit $Z_e = 0.75$
- Nachts: $k_n = 15$ mit einer Dauer von $t_n = 8$ h und Antreffwahrscheinlichkeit $Z_n = 1$

Neben den eigentlichen Überflugeignissen betrachtete Leder aber auch die „Lärmpausen“ zwischen zwei Überflügen. Sie waren zum einen von der Pausendauer und zum anderen von der Bevölkerungsdichte abhängig. Die Idee dahinter war, dass je länger die Zeit zwischen zwei Überflügen und damit die Erholungsdauer war, desto weniger war der Lärm als Belastung zu betrachten. Darüber hinaus ging die Bevölkerungsdichte ein, da sie eine Korrelation mit dem Hintergrundlärm vermuten ließ [46]. Der Pausenpegelanteil berechnete sich damit wie folgt:

$$PP_{Ant} = \frac{1}{\sum_J t_J} \sum_J \left(G_J t_J \frac{PP_J - 50 \text{ dB}}{2} \right) \quad (6.17)$$

G_J : Gewichtungsfaktor in Abhängigkeit von der tageszeitlichen Bevölkerungsdichte
 PP_J : Pausenpegel (Hintergrundgeräuschpegel bei Abwesenheit eines Flugzeugs) [dB]

Der Gewichtungsfaktor G_J der Gleichung 6.17 war eine Funktion der tageszeitlichen Bevölkerungsdichte:

$$G_J(Z_J, \delta) = \log \left[\frac{Z_J \cdot \delta}{\delta_{max}} 10^{\left(1 - K_3 \cdot \ln \frac{Z_J \cdot \delta}{\delta_{max}}\right)} \right] \quad (6.18)$$

K_3 : Konstante, $K_3 = 0.7214$

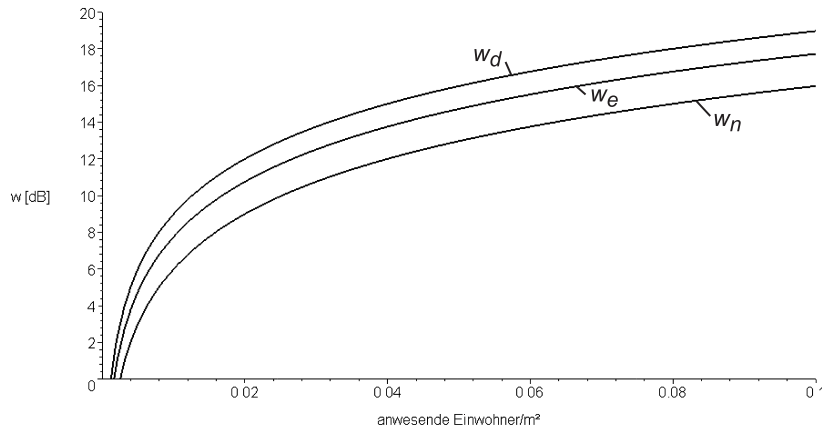


Abbildung 6.4: Der tageszeitabhängige Gleichwertigkeitsfaktor von Leder zu Berücksichtigung einer geringeren Lärmempfindlichkeit in größeren Städten mit w_d : Tag, w_e : Abend und w_n : Nacht.

Für die Berücksichtigung der momentanen und der lokalen Bevölkerungsdichte verwendete er eine Funktion zu Berechnung eines Gleichwertigkeitsfaktors w_J , der den Belästigungsgrad innerhalb größerer Ansiedlungen durch den zu erwartenden höheren Hintergrundpegel im Verhältnis zu kleineren Ortschaft schwächer gewichtet (Abbildung 6.4):

$$w_J(Z_J, \delta) = K_1 \cdot \log(1000 \cdot Z_J \cdot \delta) - K_2 \cdot \ln \frac{Z_J \cdot \delta}{\delta_{max}} - C_J \quad (6.19)$$

w_J : Gleichwertigkeitsfaktor

K_1 : Konstante, $K_1 = 11.035 \text{ dB/m}^2$

K_2 : Konstante, $K_2 = 0.46 \text{ dB}$

C_J : Tageszeitabhängiger Parameter mit $C_d = 0, C_e = 3, C_n = 6 \text{ [dB]}$

Das Ergebnis der für die Optimierung verwendeten Gütefunktion war schließlich die Summe über alle N Gitterpunkte der Bewertungen der Flächenbelastungen durch Lärm:

$$F(x) = \sum_{i=1}^N BFL_{AL,i} \quad (6.20)$$

$F(x)$: Trajektorienabhängige Gütefunktion

N : Anzahl der Gitterpunkte

Leder verwendete den Index BFL_{AL} als Gütemaß für die Aflugroutenoptimierung am Frankfurter Flughafen in seinem Programm NIROS.

6.6 Die Aufwachhäufigkeit

Fluglärm wird insbesondere nachts als stark belästigend empfunden und bei einer Lärmbewertung häufig entsprechend höher gewichtet. Fluglärm führt sowohl mit zunehmendem Lärmpegel als auch mit zunehmender Häufigkeit zu vermehrten Aufwachreaktionen. Der dadurch gestörte Schlaf bewirkt eine erhöhte Müdigkeit in Verbindung mit Leistungseinbußen, die sich schließlich in einer Verminderung des allgemeinen Wohlbefindens äußern [146]. Bei der Definition von Schwellenwerten wird deshalb versucht, erinnerebare Aufwachreaktionen und auch unterhalb der Aufwachschwelle registrierbare Veränderungen zu berücksichtigen.

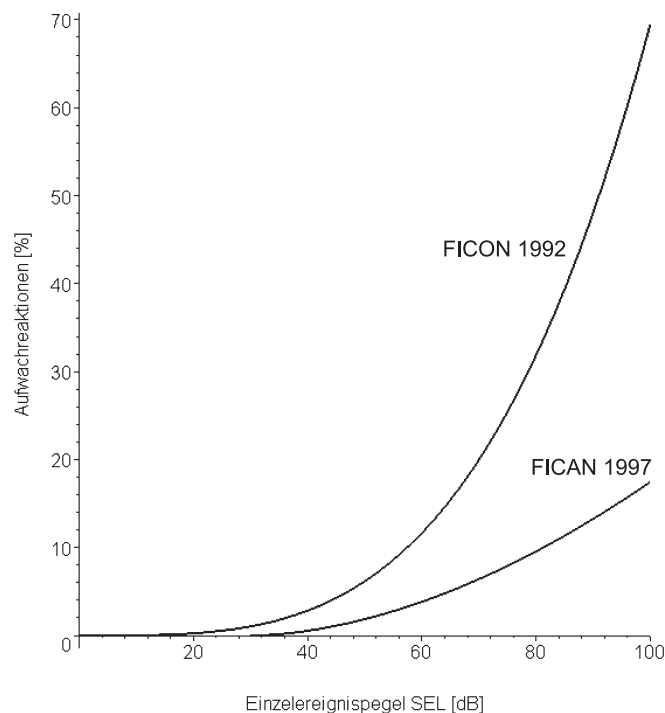


Abbildung 6.5: Vergleich von zwei Studien über den Anteil der Bevölkerung, der bei einem bestimmten Innenraumschallpegel aufwacht.

Eines der verwendeten Maße für die Heftigkeit nächtlicher Störungen ist die Häufigkeit des bewussten Erwachens durch Fluglärmereignisse. Das Federal Interagency Committee on Noise (FICON) hatte 1992 eine Berechnungsvorschrift in Form einer Dosis-Wirkungskurve herausgegeben, die sich aus Ergebnissen aus Feld und Laborstudien zusammensetzte [43] (Abbildung 6.5).

Die FICON berechnete als Zusammenfassung mehrerer Studien den Anteil der bei einem bestimmten Innenraumpegel aufwachenden Bevölkerung AWR_{FICON} mit Gleichung 6.21, die auf dem Einzelereignispegel Single-event Noise Level SEL basierte:

$$AWR_{FICON} = 7.079 \cdot 10^{-6} \cdot SEL^{3.496} \quad (6.21)$$

AWR_{FICON} : Fluglärminduzierte Aufwachreaktionen nach der FICON-Studie von 1992 als Anteil der betroffenen Bevölkerung [%]
 SEL : Innenraum-Single-event Exposure Level [dB]

Bei weiteren Untersuchungen zu Störungen durch nächtlichen Fluglärm wollte man jedoch strenger zwischen Labor- und Feldstudien unterscheiden, denn Feldstudien zeigen gewöhnlich weniger Aufwachreaktionen bei den Probanden als unter Laborbedingungen [113]. Es wird vermutet, dass dies mit Gewöhnungseffekten zu tun haben könnte. 1997 veröffentlichte das Federal Interagency Committee on Aviation Noise (FICAN) deshalb eine modifizierte Berechnungsvorschrift für die Anzahl der Aufwachreaktionen (AWR_{FICAN}), die ausschließlich auf Ergebnissen von Feldstudien basierte und zusätzlich zur vorhergehenden Untersuchung Messergebnisse aus London, Los Angeles und Denver berücksichtigte [42]. Als Grundlage wurden nur Studien herangezogen, die in der Umgebung von Flughäfen durchgeführt wurden, doch sollten sie nach Aussage der FICAN nicht generalisiert werden, um beispielsweise Kinder mit zu berücksichtigen, da an den verwendeten Studien nur Erwachsene teilgenommen hatten.

Der Anteil AWR_{FICAN} der Bevölkerung, der durch ein Fluglärmereignis mit einem bestimmten SEL aufwacht, berechnet sich nach der FICAN-Studie mit Gleichung 6.22.

$$AWR_{FICAN} = 0.0087 \cdot (SEL - 30)^{1.79} \quad (6.22)$$

AWR_{FICAN} : Fluglärminduzierte Aufwachreaktionen nach der FICAN-Studie von 1997 als Anteil der betroffenen Bevölkerung [%]
 SEL : Innenraum-Single-event Exposure Level [dB]

Bei dem berücksichtigten Pegel SEL handelt es sich um den gemessenen Innenraumpegel. Dieser liegt je nach verwendeter Fensterart (Schallschutzfenster) und Stellung des Fensters während der Nacht 10 bis 25 dB unter dem Außenpegel, sehr gute Schallschutzfenster erreichen sogar eine Dämmung von bis zu 45 dB [68]. Da in den von der FICAN verwendeten Studien ausschließlich langjährige Anwohner von Flughäfen und Flugschneisen untersucht wurden, gilt AWR_{FICAN} nicht für neu eingerichtete Flugrouten oder gerade hinzugezogene Bewohner.

In den Niederlanden wurde die Gleichung 6.22 bereits zur Berechnung der Aufwachhäufigkeit als Gütekriterium zur Optimierung von Abflugtrajektorien am Flughafen Schiphol angewandt [145]. Das Ziel war, die Standardabflugrouten so zu verändern, dass der Anteil der Menschen, der in der Umgebung des Flughafens durch einen einzelnen Überflug aufwachte, minimiert wurde.

6.7 Die Flugroutenbelastungskennzahl

Für die Fluglärmbewertung von Trajektorien in einem Echtzeitsystem wird eine Flugroutenbelastungskennzahl $FRBK$ benötigt, die insbesondere zwei Bedingungen erfüllt. Zum einen sollte sie alle Parameter beinhalten, die einen signifikanten Einfluss auf den Belästigungsgrad von Menschen durch Fluglärm haben, und zum anderen sollte sie sich schnell berechnen lassen.

Das menschliche Ohr nimmt den Schall unterschiedlicher Frequenzen mit unterschiedlicher Intensität wahr. Vergleiche haben gezeigt, dass die international verwendete A-Bewertung für Schallmessungen leicht ermittelt oder mit hinreichender Genauigkeit aus anderen Frequenzbewertungen für Fluglärm bestimmt werden kann (Abschnitt 5.2). Deshalb basiert die hier vorgestellte Kennzahl auf einem A-bewerteten Schallpegel.

Wie in den vergangenen Abschnitten beschrieben, haben Untersuchungen der Vergangenheit gezeigt, dass sowohl der (maximale) Schallpegel als auch die Einwirkdauer eines Geräusches einen deutlichen Einfluss auf den Belästigungsgrad eines Fluglärmereignisses haben. Aus diesem Grund sollte ein zeitlich bewerteter Einzelereignispegel, in der Literatur häufig auch Effektivpegel genannt, dem einfachen Maximalpegel vorgezogen werden. In Deutschland sind dies die A-bewerteten Einzelereignispegel L_{AX} und L_{AZ} , wobei der L_{AX} nahezu identisch mit dem international sehr häufig angewandten SEL ist (Abschnitt 5.6.3). Sie lassen sich alle mithilfe einer kurzen Überschlagrechnung aus dem A-bewerteten Maximalpegel ermitteln. Da die Kennzahl $FRBK$ zunächst für deutsche Flughäfen entwickelt wird, wird für die Berechnung der Flugroutenbelastungskennzahl der Einzelereignispegel L_{AX} verwendet.

Neben dem maximalen Schallpegel und der Lärmdauer sind sowohl die Häufigkeit, mit der ein Ereignis eintritt (Abschnitt 6.4), als auch die Ruhepausen dazwischen (Abschnitt 6.5) entscheidend für die Lästigkeit von Lärm, sodass sie bei der Ermittlung einer Belastungskennzahl berücksichtigt werden sollten. Lotsenunterstützungssysteme wie der 4D-Planer sind Vorschlagssysteme, auf deren Hilfe der Fluglotse zurückgreifen kann, jedoch nicht muss. Da der 4D-Planer nicht weiß, welche von ihm in der Vergangenheit vorgeschlagenen Flugrouten auch tatsächlich mit den berechneten Höhen-, Geschwindigkeits- und Richtungsvorgaben abgeflogen wurden, besitzt er auch keine Informationen, wie häufig ein bestimmtes Gebiet in der letzten Zeit bereits überflogen wurde. Somit liegen dem System auch keine Angaben vor, wie hoch die Belastungen in den entsprechenden Gebieten in der jüngsten Vergangenheit waren und können deshalb in einer Belastungsvorhersage auch nicht mit einbezogen werden.

Alle in diesem Kapitel vorgestellten Verfahren berücksichtigen, dass der Grad der Belästigung durch Fluglärm überproportional mit dem Schallpegel steigt, wobei der Proportionalitätsfaktor in Abhängigkeit von der Schallpegelbewertung und der ausgewerteten Studie deutlich variieren kann. Wie der Vergleich zwischen der FICAN und der FICON Studie zeigt, sinkt der Proportionalitätsfaktor zwischen zeitabhängigem Schallpegel und Aufwachhäufigkeit in der Nacht mit der Nähe des Wohnortes zum Flughafen (Abschnitt 6.6). So stellen die Aufwachreaktionen wohl auch ein gutes Maß für allgemeine Störungen durch Fluglärm dar, da die Ergebnisse nicht über Fragebögen ermittelt, sondern auf der Basis von Messungen zusammengestellt wurden.

Bei der Berechnung der Fluglärmbelastung wird häufig zwischen den Tageszeiten unterschieden (Abschnitt 5.7.3 und 5.7.5). In den Abend- und Nachtstunden wird allgemein von einer wesentlich höheren Belastung durch ein Überflugeignis als während des Tages ausgegangen. Auf diese Weise wird die Störwirkung von nächtlichem Fluglärm seiner Belästigungswirkung entsprechend höher gewichtet. Dies ist

insbesondere dann sinnvoll, wenn man die Lärmbelastung der Bevölkerung über einen längeren Zeitraum hinweg beurteilen oder mit der Belastungssituation an anderen Standorten vergleichen möchte. Ein Anflugplanungssystem betrachtet jedoch nicht die Anflüge eines gesamten Tages auf einmal, sondern immer nur einzelne Flugzeuge und generiert in Abhängigkeit ihrer aktuellen Position mehrere unterschiedliche Trajektorien, die sich zwar hinsichtlich der Route, Geschwindigkeit und Höhe unterscheiden können, jedoch immer nur für die nächsten paar Minuten gültig sind. Eine tageszeitabhängige Differenzierung würde hier bewirken, dass in den Abend- oder Nachtstunden alle für ein einzelnes Flugzeug generierten Trajektorien um einen bestimmten Faktor höher bewertet werden würden als am Tage. Das Verhältnis der Bewertungszahlen zueinander bliebe jedoch erhalten, sodass immer noch die am leisesten bewertete Trajektorie die am Besten bewertete bleiben würde - unabhängig davon, ob ein Flugzeug mittags oder nachts ankommt.

Das Ziel eines zu entwickelnden Belastungsindex soll hier zum einen die Reduzierung der von Fluglärm betroffenen Menschen sein, doch als genauso wichtig wird eine Entlastung der am stärksten von Fluglärm betroffenen Bewohner angesehen. Aus diesem Grund sollte ein in einem Lotsenassistenzsystem angewandte Flugroutenbelastungskennzahl eher dazu tendieren, Trajektorien, die einen geringen Lärmpegel auf viele Menschen verteilen gegenüber Trajektorien, die eher wenige Menschen mit einem sehr hohen Lärmpegel belasten, zu bevorzugen (Abschnitt 3.1). Dies kann durch einen Gleichwertigkeitsfaktor geschehen, der berücksichtigt, dass der allgemeine Hintergrundgeräuschpegel mit der Anzahl Einwohner pro Flächeneinheit steigt (Abschnitt 6.5). Durch die damit verbundene geringere Schallpegeldifferenz zwischen Hintergrundgeräuschen und Fluglärm werden Flugzeuge allgemein als nicht so belästigend empfunden, wie das im Gegensatz dazu in kleineren Ansiedlungen der Fall ist.

Auch wenn die Proportionalitätsfaktoren der in diesem Kapitel vorgestellten Belastungsindizes deutliche Unterschiede aufweisen, so zeigen sie jedoch alle, dass der Grad der Belästigung durch Lärm mit dem Schallpegel überproportional ansteigt. Dies bedeutet anders herum, dass gerade bei hohen Lärmpegeln bereits kleine Reduzierungen eine deutliche Verbesserung der Belästigungssituation bewirken können.

Die Belastungen durch den Überflug eines Flugzeugs betreffen immer nur einen Teil der Gesamtbevölkerung, die in der Umgebung eines Flughafens lebt. Vergleiche zwischen dem Noise Impact Index *NII* und dem Level-Weighted Population-Index *LWP* haben gezeigt, dass der Anteil der Bevölkerung, den ein Belastungsindex berücksichtigt, entscheidend für die Bewertung einer Flugroute sein kann (Abschnitt 6.2).

Bei der Fluglärmberechnung wird der Schallpegel ermittelt, dem jeder Bewohner im betrachteten Gebiet im Laufe eines Überfluges ausgesetzt ist. Es erscheint allerdings nicht sinnvoll, jeden Menschen, der von einem Schallpegel oberhalb von Null Dezibel betroffen ist, in die Lärmbewertung einfließen zu lassen. Lärmempfehlungen, wie sie beispielsweise von der WHO [6] oder von Autoren unterschiedlicher Studien abgegeben wurden, betrachteten immer einen über eine längere Zeit gemittelten Dauerschallpegel (Abschnitt 5.7) [146]. Da die großräumige Umgebung von Verkehrsflughäfen in Deutschland nicht flächendeckend mit Mikrofonen ausgestattet wird, lie-

gen zum Zeitpunkt der Generierung und Bewertung von geplanten Anflugtrajektorien keine Informationen über die Vorbelastung der überflogenen Gebiete vor, sodass hier nur auf eine zu erwartende Belastung in Form eines Einzelereignispegels zurückgegriffen werden kann (Abschnitt 5.6). Eine Reduzierung der Einzelereignispegel bewirkt bei gleicher Anzahl von Überflügen aber auch immer eine Reduzierung des Dauerschallpegels (Abschnitt 5.7).

Ein Schallpegel von unter 20 dB liegt im Bereich extremer Ruhe, die in Städten zumindest während des Tages eigentlich nicht mehr erreicht wird [86]. In einem ruhigen Zimmer herrscht immer noch ein Schallpegel von bis zu 30 dB und bis zu 40 dB hat der normale Hintergrundlärm eines Hauses bzw. eines durchschnittlichen Büros [2]. Aus präventiv-medizinischer Sicht und ausgehend von der Annahme, dass ein Schallpegel oberhalb des normalen Ruhepegels in einer Wohnung beziehungsweise in einem Büro als störend empfunden werden könnte, werden alle Schallpegel oberhalb von 30 dB in der Bewertung durch die Belastungskennzahl berücksichtigt.

Für die Berechnung der Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* wird als Proportionalitätsfaktor zwischen Schallpegel und Belästigungsgrad die fluglärminduzierte Aufwachhäufigkeit *AWR* in Prozent auf der Basis des Einzelereignispegels L_{AX} herangezogen, die mithilfe der FICON- und der FICAN-Studien ermittelt wurden (Abschnitt 6.6). Bei einer genaueren Betrachtung sind die Ergebnisse der FICAN-Studie aus dem Jahr 1997 insgesamt aber recht bemerkenswert, da sie eine erstaunliche Robustheit der Bewohner aus der Umgebung von Flughäfen aufzeigt. Demnach wachen bei einem Innenraumpegel⁴ von 100 dB nachts nur 20% aller erwachsenen Menschen auf (Abbildung 6.5). Immerhin liegt dieser Schallpegel 10 dB oberhalb des Pegels von LKW-Straßenverkehr direkt am Straßenrand bzw. entspricht der Schallpegel in einer durchschnittlichen Diskothek [86]. Nach der FICON-Studie aus dem Jahr 1992 hingegen, bei der ein größeres Spektrum an Bewohnern untersucht worden ist, sind es bei einem Innenschallpegel von 100 dB ungefähr 70% aller Menschen, die aufgrund des Lärmes aufwachen. Ziel der *FRBK* ist es, bei der Auswahl der Trajektorien insbesondere die sehr hohen Lärmpegel zu vermeiden. Dies erreicht man unter anderem durch eine überproportionale Gewichtung höherer Lärmpegel. Aus diesem Grund wird für den Proportionalitätsfaktor der *FRBK* auf die Gleichung 6.21 zur Bestimmung der AWR_{FICON} zurückgegriffen.

Zur Ermittlung der absoluten Anzahl an Aufwachreaktionen kann AWR_{FICON} durch 100 geteilt und mit der Anzahl der betroffenen Menschen E multipliziert werden:

$$AWR_{FICON, absolut} = \frac{E}{100} \cdot 7.079 \cdot 10^{-5} \cdot (L_{AX})^{3.496} \quad (6.23)$$

E : Anzahl Einwohner

Als Ergebnis erhält man die durchschnittliche Anzahl Menschen, die bei einem Überflug entlang der geplanten Trajektorie aufwachen würden. Für die Berücksichtigung eines bevölkerungsdichteabhängigen Gleichwertigkeitsfaktors kann auf eine entsprechende Formel von Leder zurückgegriffen werden (Gleichung 6.19). Dieser Faktor ist allerdings sowohl von der Bevölkerungsdichte als auch von einer tageszeitabhängi-

⁴Schallpegel, der in einem Raum gemessen wird, im Gegensatz zum draußen gemessenen Außenpegel.

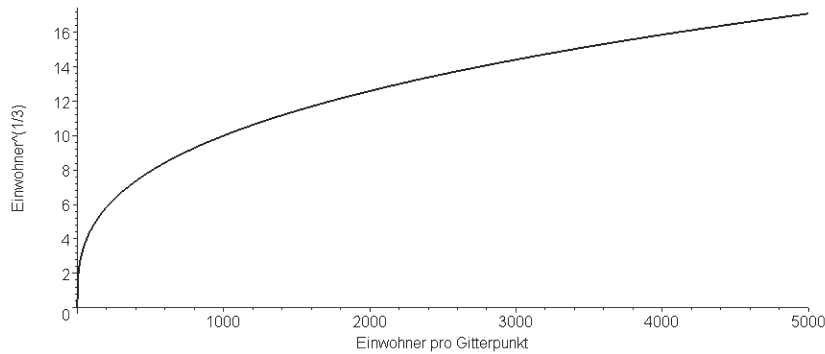


Abbildung 6.6: Darstellung der dritten Wurzel aus der Anzahl Einwohner pro Gitterpunkt.

gen Antreffwahrscheinlichkeit abhängig, die bei der *FRBK* nicht berücksichtigt wird. Verwendet man aber anstelle der absoluten Anzahl Einwohner die dritte Wurzel dieser Zahl, so zeigt die Gleichung bei einem deutlich geringeren Berechnungsaufwand ein ähnliches Verhalten wie das von Leder entwickelte Modell (vgl. Abbildung 6.4 und Abbildung 6.6).

$$FRBK = \frac{1}{E_{ges}} \sum_{i=1}^{N_{30}} \sqrt[3]{E_i} \cdot 7.079 \cdot 10^{-5} \cdot (L_{AX,i})^{3.496} \quad (6.24)$$

FRBK: Flugroutenbelastungskennzahl

E_{ges} : Anzahl Einwohner im Betrachtungsgebiet

N_{30} : Anzahl Gitterpunkte mit $L_{AX} \geq 30$ dB

E_i : Anzahl Einwohner am i -ten Gitterpunkt

$L_{AX,i}$: A-bewerteter Einzelereignispegel am i -ten Gitterpunkt [dB]

In Abbildung 6.7 ist die Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* aus Gleichung 6.24 in Abhängigkeit von der Einwohnerzahl und einem zeitdauerabhängigen Einzelereignispegel an einem einzelnen Gitterpunkt dargestellt. Dabei wird deutlich, dass der Schallpegel über-, die Einwohnerdichte jedoch unterproportional in die Kennzahl einfließt.

Die Belastungswerte aller vom Fluglärm betroffenen Gitterpunkte werden summiert und durch die Anzahl der Einwohner im Betrachtungsgebiet geteilt. Das Ergebnis stellt einen für eine spezielle Trajektorie charakteristischen Flugroutenbelastungskennwert dar, der als Gütewert für die Empfehlung an den Fluglotsen verwendet wird. Das Ergebnis ist schließlich die Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* mit Werten, die sich üblicherweise zwischen 0 und 20 bewegen: Je kleiner die Kennzahl, desto besser ist die Lärmbewertung einer Trajektorie.

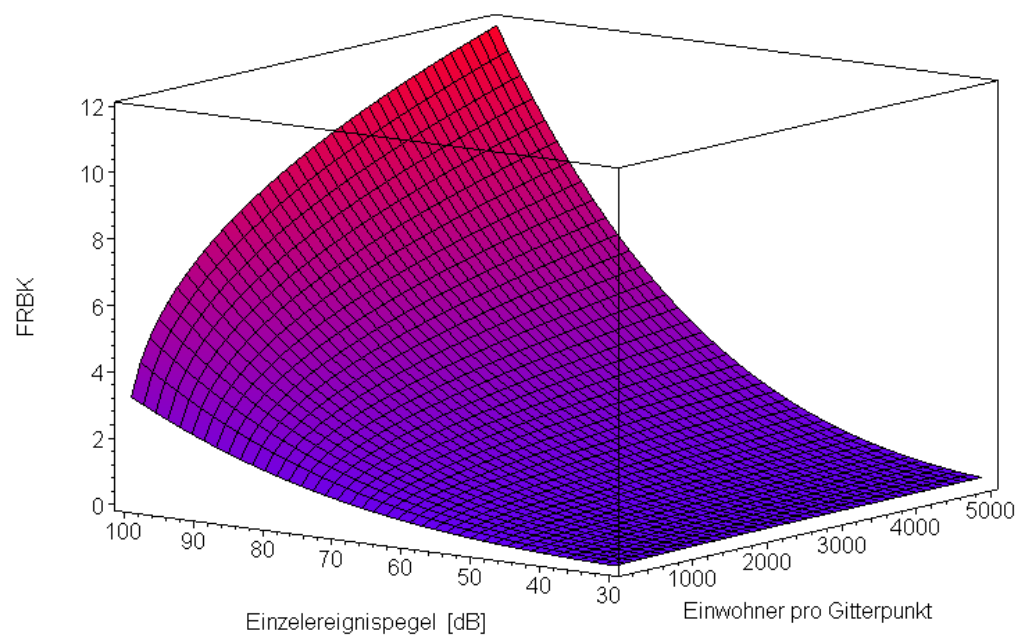


Abbildung 6.7: Die Flugroutenbelastungskennzahl $FRBK$ für einen einzelnen Gitterpunkt in Abhängigkeit vom Einzelereignispegel L_{AX} und der Anzahl Einwohner.

Kapitel 7

Integration in ein Lotsenunterstützungssystem

Die Integration einer Fluglärmabschätzung in das Lotsenunterstützungssystem 4D-Planer erfordert einige Anpassungen an die verwendeten Berechnungsalgorithmen, da für die Lärmabschätzung nur sehr wenig Rechenzeit zur Verfügung steht. Eine vollständige Fluglärmrechnung benötigt auf heutigen Standardcomputern mit einem 1-Gigahertz Prozessor in Abhängigkeit von der Trajektorien- und der Rechengitterauflösung ungefähr eine Minute pro Trajektorie. Bei der Integration in ein Echtzeitsystem stehen jedoch für jede Trajektorie nur wenige Millisekunden für die Lärmabschätzung zur Verfügung, sodass neue Ansätze für die Berechnung und anschließende bevölkerungsabhängige Lärmbewertung hergeleitet werden müssen.

Zu den entwickelten Methoden gehört die gezielte Einschränkung der Lärmberechnung auf die besiedelten Bereiche des betrachteten Untersuchungsgebietes, um die Anzahl der betrachteten Punkte auf der Erdoberfläche deutlich zu reduzieren. Ein weiterer Ansatz beinhaltet eine durch die Bevölkerungsverteilung gesteuerte Interpolation der grob aufgelösten Trajektorien, die sich auf die Bereiche um die besiedelten Gebiete konzentriert, sodass in der Umgebung unbesiedelter Gebiete nur mit der vom Planungssystem vorgegebenen groben Trajektorienauflösung gerechnet wird. Für jeden besiedelten Gitterpunkt wird normalerweise ein kompletter Überflug simuliert, um zum einen den zu erwartenden Maximalpegel und zum anderen die charakteristische Belastungsdauer zu ermitteln. Kann die von der Flughöhe, der Geschwindigkeit und der Meteorologie abhängige Belastungsdauer direkt abgeschätzt werden, so wird für jeden Gitterpunkt nur noch eine einzige vollständige Lärmberechnung benötigt. Die Atmosphäre als Trägermedium des Schalls verändert sich mit der horizontalen Entfernung und mit der Höhe. Durch die Reduzierung eines hochauflösenden atmosphärischen Schichtenmodells zu einem angepassten 1-Schicht-Mittelwert Modell kann schließlich weitere Rechenzeit eingespart werden, ohne die Berechnungsgenauigkeit signifikant herabzusetzen.

7.1 Die Besiedelungsstruktur auf dem Rechengitter

Bei der numerischen Simulation von Fluglärm stellt man sich - mathematisch gesehen - auf jeden einzelnen Gitterpunkt des die Erdoberfläche repräsentierenden Rechengit-

ters und lässt ein Flugzeug darüber hinwegfliegen (Abschnitt 4.3.1). Dabei wird für jeden diskreten Zeitschritt der auf den entsprechenden Punkt auftreffende Schallpegel registriert und man erhält so einen zeitlich abhängigen Schallpegelverlauf für jeden einzelnen Gitterpunkt. Grundlage dieser Berechnungen ist der Abstand zwischen Schallquelle und Beobachter, der als erstes für jeden Punkt der Trajektorie zum betrachteten Gitterpunkt berechnet werden muss.

Im Fall des betrachteten Betrachtungsgebietes um den Frankfurter Flughafen, dass eine Ausdehnung von $130 \cdot 70 \text{ km}^2$ hat, wären dies bei einer für genaue Berechnungen häufig verwendeten Gitterauflösung von $250 \cdot 250 \text{ m}^2$ insgesamt 146401 simulierte Überflüge pro Trajektorie¹. Betrachtet man die letzten zehn Flugminuten eines zur Landung ansetzenden Flugzeugs vor dem Aufsetzen in 1-Sekunden Schritten, so käme man für jede aus 600 Punkten aufgebaute Trajektorie auf durchschnittlich 88 Millionen einzelne Abstands- und darauf aufbauenden Lärmberechnungen. Schätzungen für die Berechnungen von komplexeren Fluglärmsimulationen gehen sogar von bis zu 10^{10} Einzelpegelberechnungen aus [71]. Dies sind auf heute üblichen Personal Computern zu viele Rechenoperationen, um sie in den wenigen Millisekunden, die für die Fluglärmvorhersage innerhalb des 4D-Planers zur Verfügung stehen, abzuarbeiten.

Ein erster Schritt, um den Berechnungsaufwand deutlich zu reduzieren, ist eine Beschränkung der simulierten Überflüge auf die Rechengitterpunkte in den besiedelten Gebieten, da nur für die bewohnten Bereiche ein Lärmindeks erstellt werden soll (Abbildung 7.1). In Abhängigkeit von der Besiedlungsdichte und der verwendeten Besiedlungsstruktur kann so die Anzahl der Gitterpunkte und damit die zu simulierenden Überflüge auf 10% bis 20% gegenüber einer kompletten Betrachtung reduziert werden.

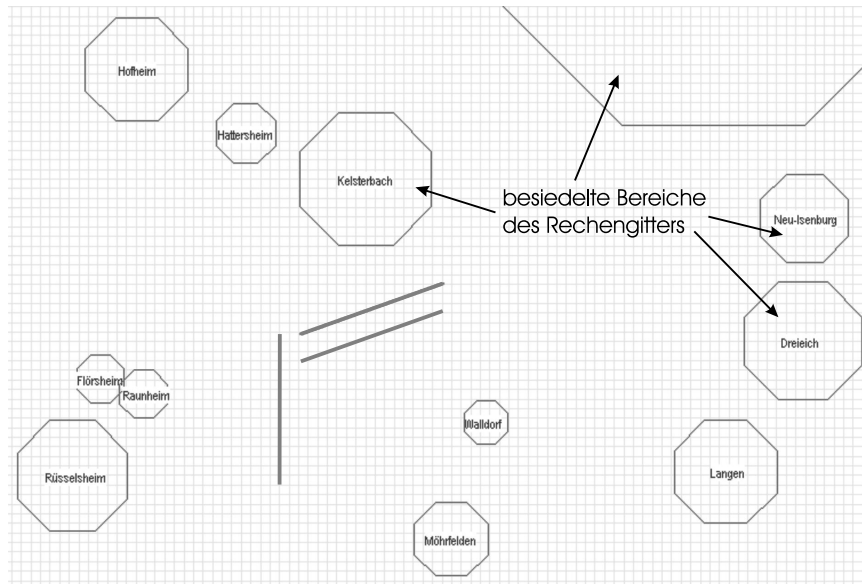


Abbildung 7.1: Die zu berechnenden Gitterpunkte beschränken sich auf die besiedelten Bereiche des Rechengitters.

¹Der Rahmen des Rechengitters begrenzt das Untersuchungsgebiet, sodass es aus $521 \cdot 281$ Gitterpunkten besteht.

Für die Berechnung von Landkarten, auf denen der genaue Verlauf von Lärmkonturen eingetragen ist, wird eine entsprechend hohe Auflösung des verwendeten Rechengitters benötigt. Ziel der schnellen Fluglärmvorhersage ist jedoch, die zu erwartende Belastung der Menschen in den einzelnen Ortschaften durch einen einzelnen Überflug abzuschätzen. Leder [87] hat in seiner Arbeit gezeigt, dass dafür ein Rechengitter mit einer Auflösung von $1 \cdot 1 \text{ km}^2$ ausreicht, sodass sich die Anzahl der zu betrachtenden Gitterpunkte noch einmal um den Faktor 16 gegenüber einem $250 \cdot 250 \text{ m}^2$ Gitter reduziert (Abschnitt 4.3.1). Dadurch kann der Berechnungsaufwand pro Trajektorie auf gut eine Million Abstands- und Lärmberechnungen reduziert werden.

Um den Berechnungsaufwand noch weiter zu reduzieren, wäre eine mathematische Konzentration aller Einwohner einer Stadt auf deren Mittelpunkt denkbar, wie es in den Arbeiten von Jacobsen [77] und Jacob [75] vorgeschlagen wurde. Dies kann jedoch zu einer deutlichen Unterschätzung der tatsächlichen Lärmbelastung führen. Konzentrierte man die Einwohnerzahl auf den Mittelpunkt einer besiedelten Fläche, können zwei am Ortsrand vorbei führende Trajektorien bei der Berücksichtigung eines Mindestlärmwertes von beispielsweise 30 dB, ab dem ein Überflug als belästigend eingestuft wird, als gleichwertig bewertet werden (Abbildung 7.2). Bei einer Verteilung der Einwohner auf die Rechengitterpunkte entsprechend der Ortsfläche wird jedoch deutlich, dass in der Abbildung Trajektorie 1 eine deutlich höhere Fluglärmbelastung verursachen würde als Trajektorie 2.

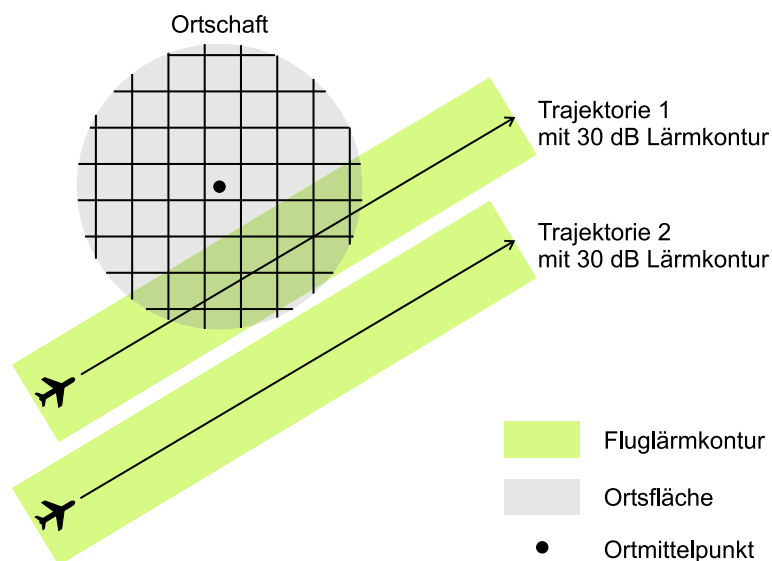


Abbildung 7.2: Unterschied in der Fluglärmbewertung bei der Verwendung einer 30 dB-Lärmkontur, bei der einmal die Bevölkerung auf die Ortsmitte (schwarzer Punkt) konzentriert wird und einmal über das die Ortschaft repräsentierende Rechengitter.

Um die Fluglärmberechnungen weiter zu beschleunigen, wird zu Beginn jeder Berechnung die Entfernung bestimmt, ab der der Fluglärmpegel für das betrachtete Flugzeug unter den aktuellen meteorologischen Bedingungen 0 dB erreicht. Alle Gitterpunkte, die einen größeren Minimalabstand zur Trajektorie besitzen, werden anschließend aus der eigentlichen Fluglärmberechnung herausgenommen. Die damit verbundene Zeitersparnis ist schwer abzuschätzen, da sie vom Verhältnis zwischen überflogenem

Gebiet und Fläche des gesamten Untersuchungsgebietes abhängt. Simulationen haben jedoch gezeigt, dass sich die Berechnungsdauer dadurch signifikant reduzieren lässt.

7.2 Die Trajektorieninterpolation

Für die genaue Berechnung einer Fluglärmkontur wird eine Trajektorie mit einer hohen zeitlichen Auflösung benötigt. Untersuchungen haben gezeigt, dass eine Diskretisierung in 1-Sekunden-Schritten des Flugverlaufes zu Verfügung stehen sollte, um Aliasing-Effekte und numerische Artefakte beim zeitlichen Schalldruckpegelverlauf zu vermeiden [69, 87]. Bei der Fluglärmberechnung anhand von aufgezeichneten Radartracks sollten deshalb die Zustandsparameter der Flugzeuge aus längeren Zeitintervallen linear in 1-Sekunden oder noch kleinere Schritte interpoliert werden (Abschnitt 4.2).

Die generierten Trajektorien des 4D-Planers hingegen sind nur aus wenigen signifikanten Punkten aufgebaut, deren zeitliche Abstände zwischen wenigen Sekunden und einigen Minuten variieren können (Abschnitt 4.2.2). Für eine vollständige Fluglärm-berechnung müssen auch diese Intervalle zunächst durch eine geeignete Interpolation in kleinere Einheiten unterteilt werden. Viele Trajektorien haben Abschnitte, die über nahezu unbesiedelte Gebiete führen, sodass sich in diesen Bereichen eine zeitlich hoch-auflösende Interpolation nicht lohnt. Aus diesem Grund soll für die Interpolation ein Verfahren angewandt werden, bei dem für jeden vorhandenen Gitterpunkt genau der Punkt auf der Trajektorie ermittelt wird, bei dem das Flugzeug dem Beobachter auf dem jeweiligen Gitterpunkt am nächsten kommen wird. Dazu wird ein Verfahren aus dem INM [111] angewandt und für den hier benötigten Zweck erweitert.

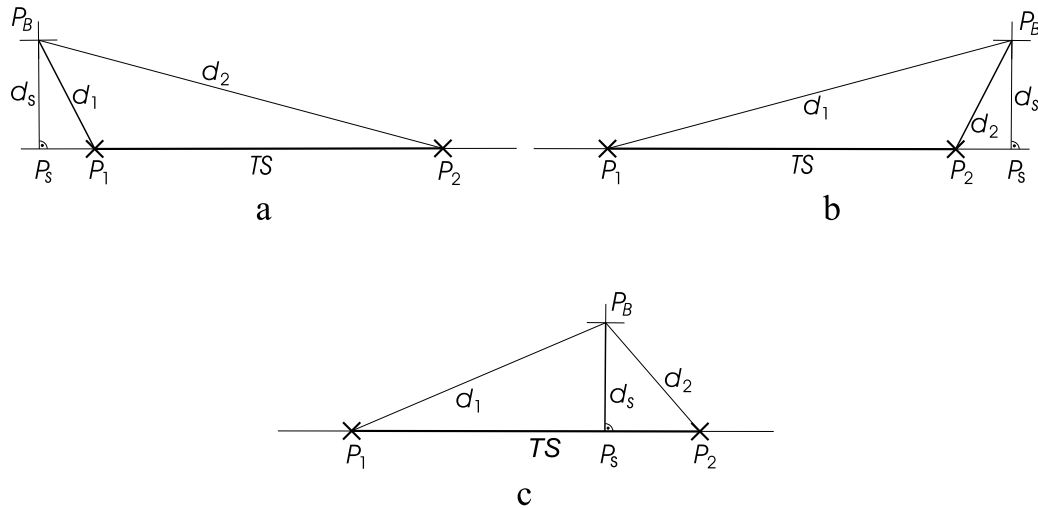


Abbildung 7.3: Drei Varianten bei der Abstandsberechnung zwischen einem Beobachter P_B und einem Trajektoriensegment TS .

Für jedes Trajektoriensegment wird der geringste Abstand (slant distance) zu jeder Rasterzelle ermittelt und gespeichert. Bei der Abstandsberechnung zwischen einem Beobachter und den einzelnen Segmenten werden dabei drei Fälle unterschieden (Abbildung 7.3):

- Der Beobachter P_B befindet sich vor dem betrachteten Segment TS (Fall a).

- Der Beobachter P_B befindet sich hinter dem betrachteten Segment TS (Fall b).
- Der Beobachter P_B befindet sich seitlich zum betrachteten Segment TS (Fall c).

Für jeden Gitterpunkt wird der Abstand d_s zu jedem verwendeten Trajektoriensegment mit Gleichung 7.1 berechnet:

$$d_s = | \vec{u}^o \times (\vec{p} - \vec{a}) | \quad (7.1)$$

d_s : Kleinster Abstand zwischen einem Gitterpunkt und einem Trajektoriensegment
 \vec{u}^o : Normierter Richtungsvektor des Flugzeuges (entspricht TS als normierter Weg von P_1 nach P_2)
 \vec{p} : Gitterpunkt auf dem Raster (entspricht P_B)
 \vec{a} : Startpunkt des Trajektoriensegmentes (entspricht P_1)

Kann vom Beobachter P_B auf der Erdoberfläche zum betrachteten Trajektoriensegment TS keine senkrechte Linie gebildet werden (Abbildung 7.3 a und b), so ist die gesuchte Distanz zwischen dem Beobachter P_B und dem Segment die kleinere der beiden Strecken $P_B \rightarrow P_1$ bzw. $P_B \rightarrow P_2$ (entsprechend d_1 oder d_2 in Abbildung 7.3 a und b). Kann hingegen eine Senkrechte d_s gebildet werden, deren Fußpunkt P_s sich zwischen P_1 und P_2 befindet, wird dieser Abstand d_s als Maß für die größte Annäherung angenommen und gespeichert (Abbildung 7.3 c). Zusätzlich wird die Position von P_s auf dem Trajektoriensegment ermittelt, bei dem diese kürzeste Distanz tatsächlich erreicht wird. Dazu werden die verfügbaren Flugzustandsparameter in Abhängigkeit von den Entfernungen zu den vorhergehenden und nachfolgenden signifikanten Punkten linear interpoliert. Da bei der Generierung der Trajektorien durch den 4D-Planer ebenfalls von linearen Zustandsänderungen ausgegangen wird, kommt durch diese Art der Interpolation kein zusätzlicher Fehler in die Flugverlaufsrechnung. Nur dieser kleinste Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter auf dem Rechengitter wird anschließend für die Lärmabschätzung verwendet (Abbildung 7.4).

Die ausschließliche Verwendung der größten Annäherung zwischen Flugzeug und besiedelter Fläche erfordert zwei Einschränkungen bei der Fluglärmberechnung. Zum einen können keine Richtcharakteristiken von Flugzeugen verwendet werden, da sich die Flugzeuge bei ihrer größten Annäherung an einen Gitterpunkt immer genau seitwärts, also in einem 90° Winkel zur Flugrichtung, zum Beobachter befinden (Abschnitt 4.1). Eine Ausnahme bilden hier nur Start- und Endpunkt einer Trajektorie. In einer Kurve, wie sie mit der Trajektorie in Abbildung 7.4 am mittleren signifikanten Punkt dargestellt ist, erreicht ein Flugzeug ebenfalls die größte Annäherung an einen Beobachter außerhalb des Bogens, wenn sich das Flugzeug genau im rechten Winkel zu ihm befindet. So muss für die Flugzeuge auf das Modell einer Punktschallquelle zurückgegriffen werden, die in alle Richtungen mit dem maximalen Schallpegel strahlt. Die zweite Einschränkung bei einer ausschließlichen Verwendung der kleinsten Distanz zwischen Flugzeug und Beobachter ist der Verlust des zeitlichen Verlaufes eines Überflugeignisses, auf dem die 10 dB-down-time und die effektive Dauer beruhen.

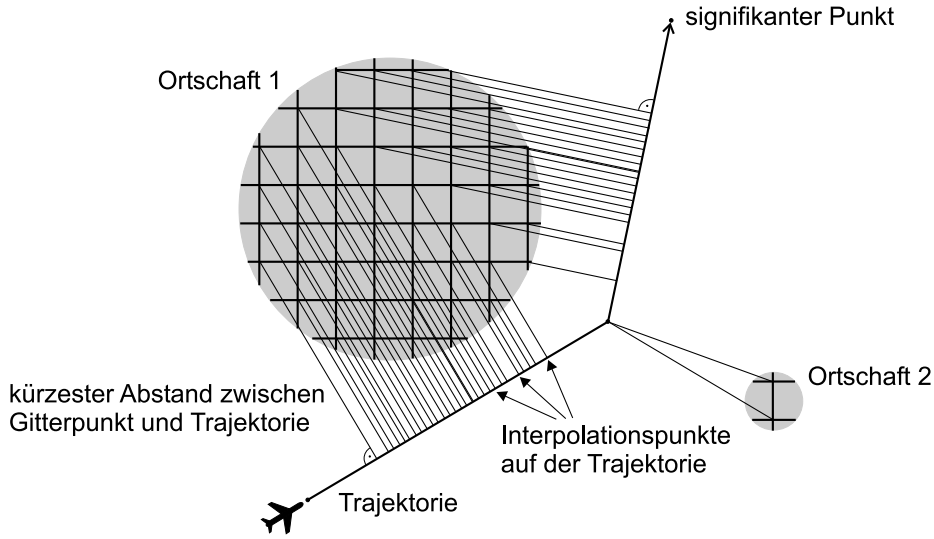


Abbildung 7.4: Darstellung der Positionen von interpolierten Punkten auf einer Trajektorie in Abhängigkeit zur Lage der besiedelten Gebiete.

7.3 Die direkte Abschätzung der 10 dB-down-time

Die Architektur des Algorithmus zur schnellen Lärmabschätzung geplanter Trajektorien unterbindet eine Betrachtung der Lärmbelastung über die Zeit, da dadurch der Berechnungsaufwand quadratisch ansteigen würde. Um die für eine Fluglärmbewertung benötigte 10 dB-down-time zu erhalten, müsste jeder betrachtete Punkt auf dem Gitter respektive auf der Erdoberfläche jeweils mit der gesamten Trajektorie in einer höheren zeitlichen Auflösung als verfügbar verglichen werden.

In der Literatur werden jedoch verschiedene Näherungen für eine Abschätzung der 10 dB-down-time (t_{10}) auf der Basis von Fluggeschwindigkeit und Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter verwendet. Eine recht einfache Abschätzung der charakteristischen Zeiten wird in der Fluglärmsimulationssoftware Integrated Noise Modell (INM) der FAA verwendet [111]. Dort wird für die effektive Dauer t_e eines Fluglärmereignisses die Abschätzung

$$t_e = \frac{15.47}{v} \cdot s^{0.6} \quad (7.2)$$

t_e : Effektive Dauer eines Fluglärmereignisses [s]

v : Fluggeschwindigkeit zum Zeitpunkt der größten Annäherung [m/s]

s : Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter zum Zeitpunkt der größten Annäherung [m]

herangezogen. Mit der Näherung

$$t_{10} = 2 \cdot t_e \quad (7.3)$$

t_{10} : 10 dB-down-time [s]

aus [74] kann daraus die 10 dB-down-time ermittelt werden (Abschnitt 5.5.1). Eine etwas höhere Genauigkeit erhält man, wenn anstelle von Gleichung 7.3 die von Matschat und Müller [94] hergeleitete Näherung

$$t_{10} = 2.04 \cdot t_e \quad (7.4)$$

verwendet wird. Eingesetzt in Gleichung 7.2 folgt daraus

$$t_{10} = \frac{31.5588}{v} \cdot s^{0.6} \quad (7.5)$$

für die 10 dB-down-time in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit v während der größten Annäherung s (slant distance) zwischen Flugzeug und Beobachter (dünne durchgezogene Linie in Abbildung 7.5). Bei der Durchführung von Simulationen hat sich gezeigt, dass die Ergebnisse aus Gleichung 7.5 reproduziert werden können, wenn die atmosphärische Dämpfung über acht Oktavbänder von 63 bis 8000 Hz spektral berechnet werden und anschließend der Mittelwert aus diesen acht frequenzabhängigen Dämpfungswerten gebildet wird (Punkte in Abbildung 7.5). Da die atmosphärische Absorption dabei etwas überschätzt wird, liegen die t_{10} -Abschätzungen damit etwas unterhalb der wirklichen Werte.

Etwas höhere charakteristische Belastungsdauern erhält man mit der 10 dB-down-time Abschätzung der AzB [4]:

$$t_{10} = \frac{a \cdot s}{v + \frac{s}{b}} \quad (7.6)$$

t_{10} : 10 dB-down-time [s]

s : Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter [m]

v : Fluggeschwindigkeit [m/s]

a, b : Flugzeuggruppenspezifische Konstanten

Werden für die beiden flugzeuggruppenspezifischen Konstanten die in der AzB vorgeschlagenen Werte für Starrflügler mit $a = 3$ und $b = 50$ s eingesetzt, so erhält man eine geschwindigkeitsabhängige t_{10} -Abschätzung für die Entfernung von 1000 m wie sie in Abbildung 7.5 als dünne gepunktete Linie dargestellt ist. Für Geschwindigkeiten oberhalb von 200 km/h zeigt sie ähnliche Abschätzungswerte wie eine t_{10} -Berechnung von Matschat und Müller, die in der gleichen Abbildung durch eine dicke gestrichelte Linie dargestellt wird. Matschat und Müller verfolgten bei ihren Modellrechnungen einen anderen Ansatz [94]. Ausgehend von der Beziehung

$$L(s) = L_0 - 20 \cdot \log(s/s_0) - 8.69 \cdot \alpha \cdot (s - s_0) \quad (7.7)$$

$L(s)$: Schallpegel im Abstand s von der Schallquelle [dB]

L_0 : Referenzschallpegel [dB]

s : Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter [m]

s_0 : Referenzabstand [m]

α : Dämpfungskonstante, hier $\alpha = 0.0005 \text{ m}^{-1}$

kamen sie zu einer 2-stufigen Näherungsformel, die in Abhängigkeit von α und s angewandt werden kann. Den Gesamtverlauf der t_{10} stellten sie dann mit der Gleichung 7.8 da:

$$t_{10} = \frac{2.94}{\sqrt{1 + 0.939 \cdot \alpha \cdot s}} \cdot \frac{s}{v} \quad (7.8)$$

t_{10} : 10 dB-down-time [s]
 s : Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter [m]
 v : Fluggeschwindigkeit [m/s]
 α : Dämpfungskonstante, hier $\alpha = 0.0005 \text{ m}^{-1}$

Bei dieser Gleichung wird neben der Geschwindigkeit und dem kürzesten Abstand eine Dämpfungskonstante α berücksichtigt, die die frequenzabhängige atmosphärische Dämpfung beschreibt. α hat für den - beim A-bewerteten Schallpegel L_A und beim Perceived Noise Level PNL maßgeblichen - Frequenzbereich um 1000 Hz den Wert $5 \cdot 10^{-4} \text{ m}^{-1}$ [20]. Der Term $(8.69 \cdot \alpha)$ in Gleichung 7.7 stellt dabei die atmosphärische Dämpfung D_{Atm} aus Gleichung 4.23 dar. Mit $D_{Atm} = 4.345 \text{ dB/km}$ gilt diese Dämpfung allerdings nur für eine Frequenz von 1000 Hz unter Standardatmosphärenbedingungen (dick-gestrichelte Linie in Abbildung 7.5).

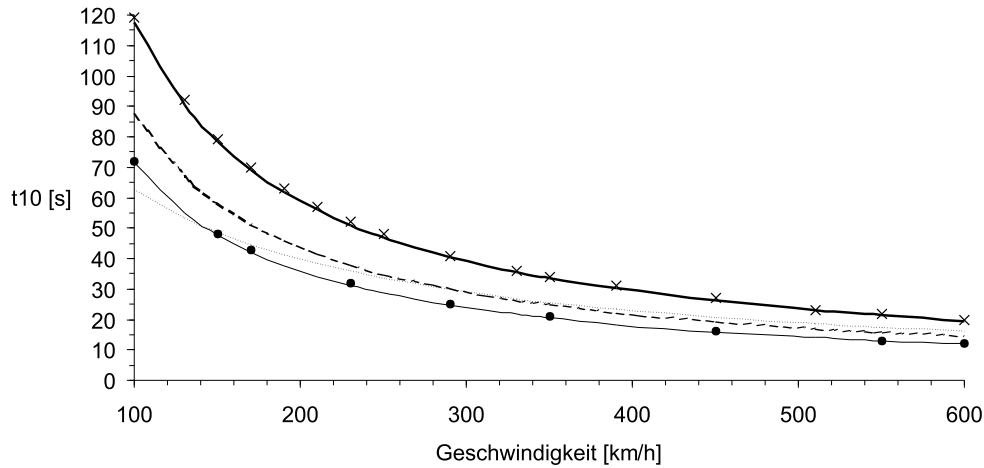
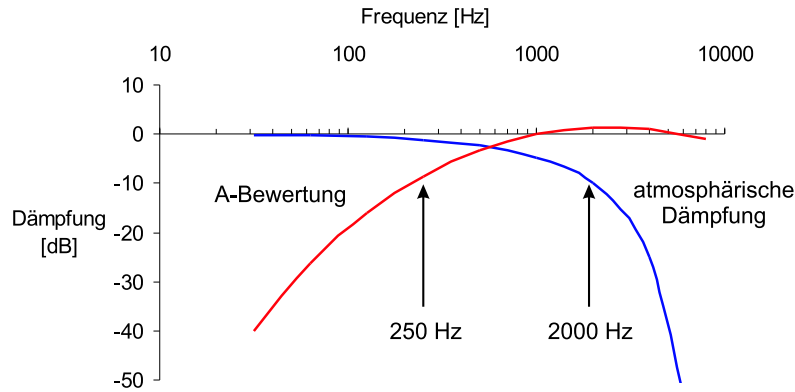


Abbildung 7.5: Vergleich unterschiedlicher t_{10} Abschätzungen für verschiedene Geschwindigkeiten und eine konstante Entfernung von 1000 m. Erläuterungen im Text.

Da die Überflugsimulationen gezeigt haben, dass es zum Einen insbesondere bei den niedrigeren Geschwindigkeiten zu einer leichten Unterschätzung der simulierten Zeiten kommt und zum Anderen nur Abschätzungen für Standardatmosphärenbedingungen existieren, wurden die t_{10} Simulationsergebnisse (Kreuze in Abbildung 7.5) für die Erstellung eines neuen Modells verwendet.

Die Wirksamkeit der atmosphärischen Dämpfung steigt mit der Frequenz überproportional an, sodass hochfrequente Geräusche bereits über kurze Entfernungen vom Menschen kaum noch wahr genommen werden können (Abbildung 4.15). Andererseits bewirkt die A-Bewertung von Geräuschen, dass insbesondere die niederfrequenten Pegelanteile, die der Mensch aufgrund der Anatomie des Ohres nur sehr schlecht hören kann, im Geräuschspektrum frequenzabhängig reduziert werden (Abbildung 5.2). Vergleicht man diese beiden Kurven, wird deutlich, dass die für Fluglärmsimulation interessanten Frequenzen sich ungefähr im Bereich zwischen 250 und 2000 Hz befinden (Abbildung 7.6). Für eine Fluglärmabschätzung wurde nicht nur die 1000 Hz-Frequenz als erste Näherung für die Berechnung der atmosphärischen Dämpfung herangezogen, sondern die Dämpfungswerte für 250, 500, 1000 und 2000 Hz spektral nach SAE

ARP 866A [121] berechnet und anschließend der Mittelwert daraus gebildet, da bei der Echtzeit-Fluglärmabschätzung nur Gesamtpegel betrachtet werden. Die Ergebnisse wurden anhand von Gesamtpegeln aus der AzB für die dort beschriebenen Flugzeugklassen validiert.



Abbildungung 7.6: Vergleich der frequenzabhängigen Schallpegeldämpfung durch eine A-Bewertung und durch die Atmosphäre.

Allerdings gelten die oben beschriebenen Beziehung nur für die Normatmosphäre mit einer Lufttemperatur von 15°C und einer relativen Luftfeuchtigkeit von 70%, denn t_{10} ist auch von der atmosphärischen Dämpfung abhängig. Je größer diese von der Meteorologie abhängige Dämpfung ist, desto größer ist die Schallpegeländerung pro Zeiteinheit und entsprechend kürzer die 10 dB-down-time.

Um eine möglichst genaue Abschätzung der 10 dB-down-time unter Berücksichtigung der Parameter Geschwindigkeit, Abstand und atmosphärische Dämpfung zu erhalten, wird Gleichung 7.5 um einen atmosphärischen Dämpfungsterm erweitert. Dazu wurden zunächst mithilfe mehrerer Überflugsimulationen typische t_{10} -Zeiten in Abhängigkeit vom Abstand und der Fluggeschwindigkeit berechnet und diese für eine Parameterabschätzung herangezogen.

$$t_{10} = \frac{33.417}{v} \cdot s^{0.6633} \quad (7.9)$$

t_{10} : 10 dB-down-time [s]

s : Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter [m]

v : Geschwindigkeit des Flugzeugs zum Zeitpunkt der größten Annäherung an den Beobachter [m/s]

Es zeigte sich, dass Gleichung 7.9 die 10 dB-down-time etwas besser vorhersagt als Gleichung 7.5 (Kreuze für die Simulationswerte und dicke durchgezogene Linie für Gleichung 7.9 in Abbildung 7.5). Die geschwindigkeits- und Abstandsabhängigkeit der t_{10} aus Gleichung 7.9 ist in Abbildung 7.7 dargestellt. Anschließend wurde die Gleichung um einen Term erweitert, der unter den Bedingungen der Normatmosphäre genau eins ist und den Einfluss der atmosphärischen Dämpfung für simulierte Werte am besten wiedergibt. In dieser nach ISO 3891 und VDI 2714 [74, 140] durchgeführten Simulation flog ein Flugzeug, dargestellt als Punktquelle, auf einer Strecke von 10 km

horizontal. Für einen Beobachter in der Mitte der Flugstrecke wurde der Schallpegel in 0.1 s-Schritten aufgezeichnet und anschließend die 10 dB-down-time daraus berechnet. Der Einfluss dieser Dämpfung ist zwar linear zum Ausbreitungsweg (Abbildung 4.17), doch da die Entfernung exponentiell in die Zeitdauer t_{10} einfließt, gilt dies auch für die meteorologische Dämpfung:

$$t_{10} = \frac{33.417}{v} \cdot \left(\left(\frac{0.0046}{D_{Atm}} \right)^{0.35} \cdot s^{0.6633} \right) \quad (7.10)$$

t_{10} : 10 dB-down-time [s]

s : Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter [m]

v : Geschwindigkeit des Flugzeugs zum Zeitpunkt der größten Annäherung an den Beobachter [m/s]

D_{Atm} : Atmosphärische Dämpfung [dB/m]

Die angegebenen Werte wurden mit einer Parameteranpassung an die vorhandenen Simulationsergebnisse ermittelt. In Abbildung 7.8 sind die simulierten (Punkte) und die mithilfe von Gleichung 7.10 abgeschätzten charakteristischen Zeiten (durchgezogene Linien) für unterschiedliche Geschwindigkeiten und atmosphärische Dämpfungen bei einer festen Entfernung von 1000 m aufgetragen.

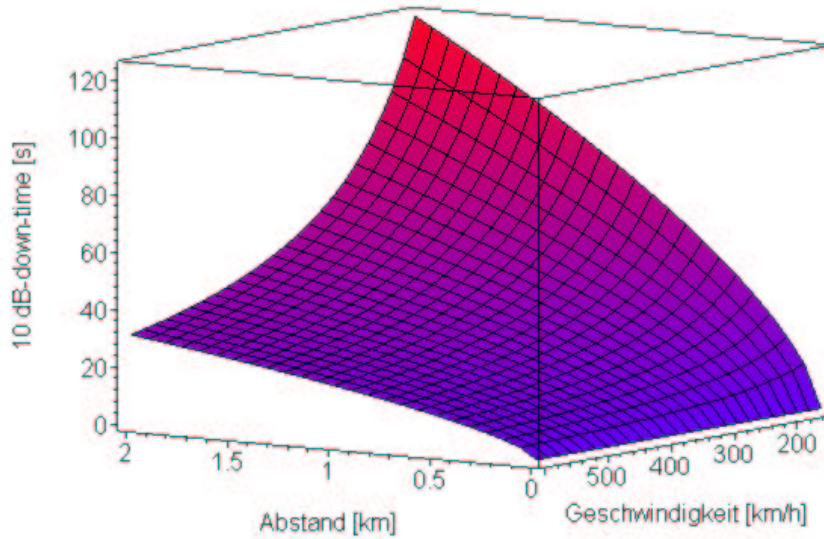
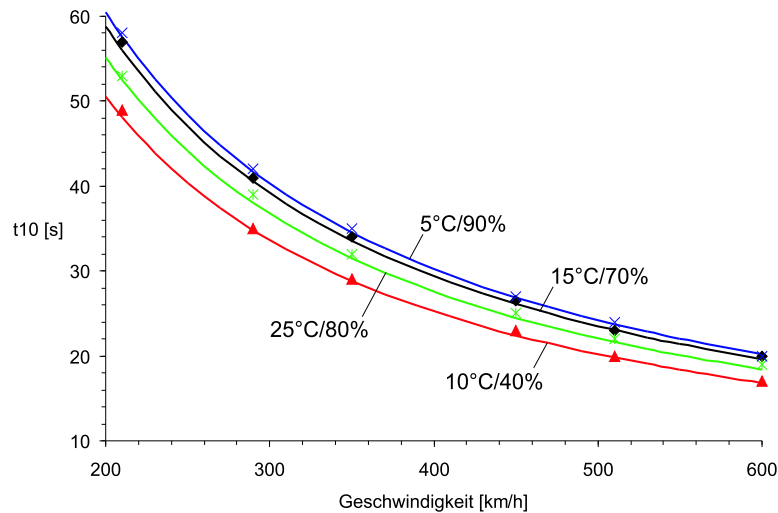


Abbildung 7.7: Abschätzung der 10 dB-down-time in Abhängigkeit von der Flugeschwindigkeit v und dem Abstand d zwischen Beobachter und Flugzeug unter atmosphärischen Standardbedingungen.

In Abbildung 7.9 sind die simulierten und die abgeschätzten Werte für die 10 dB-down-time in Abhängigkeit von der Entfernung unter verschiedenen meteorologischen

Bedingungen dargestellt. Die Fluggeschwindigkeit bei den Überflügen betrug hier jeweils 350 km/h.



Abbildungung 7.8: Einfluss von Fluggeschwindigkeit und atmosphärischer Dämpfung auf die 10 dB-down-time bei einer festen Entfernung von 1000 m.

Die verwendeten Temperatur-Luftfeuchtigkeitskombinationen orientierten sich dabei nicht an den häufig vorkommenden meteorologischen Verhältnissen, sondern wurden so gewählt, dass sie ein möglichst breites Spektrum an atmosphärischen Dämpfungswerten in dB/m abdeckten (Abschnitt 4.17). Die üblicher Weise unter mitteleuropäischen Verhältnissen auftretenden Dämpfungswerte liegen jeweils zwischen der obersten und der untersten der dargestellten Linien. Der Schallpegel des Flugzeugs hat im Prinzip keinen Einfluss auf die charakteristische Lärmdauer. Wenn sie im Maximum die 10 dB jedoch nicht überschreiten, kann keine t_{10} ermittelt werden (Abschnitt 5.5.1).

Die Abschätzung der charakteristischen Zeiten eines Überflugereignisses mit Gleichung 7.10 gelten allerdings nur für Horizontalflüge mit einer konstanten Geschwindigkeit ohne Berücksichtigung von Kurven. So haben Höhenänderungen einen Einfluss auf die Abstandsänderung und wirken sich entsprechend auf die Belastungszeit aus. Befindet sich ein Flugzeug mit einer Geschwindigkeit von 410 km/h auf einem 3° Sinkflug - dies entspricht ungefähr den innerhalb der TMA üblichen 220 kn - so sinkt es mit ca. 5.8 m/s. Die Näherungsberechnung 7.10 liefert für einen minimalen Abstand von 2000 m, die das Flugzeug gerade genau über dem Beobachter hat, eine 10 dB-down-time von 27 s, doch die Simulation zeigt, dass für diesen Fall die charakteristische Lärmbelastungszeit nur 24 s beträgt. Es kommt nach Gleichung 5.17 also zu einer Überschätzung der tatsächlichen Belastung von ungefähr $\Delta L_{AX} = 0.5$ dB.

Befindet sich ein Beobachter innerhalb eines Kurvenkreises, so liefert die Abschätzung zu kleine Werte für die 10 dB-down-time, da die Änderung des Abstandes zwischen Flugzeug und Beobachter nicht mehr ausschließlich mit der Fluggeschwindigkeit korreliert, sondern zusätzlich auch noch mit dem Kurvenradius (genau genommen mit der Winkelgeschwindigkeit, mit der sich das Flugzeug beim Kurvenflug bewegt). Entsprechend das Gegenteil gilt für einen Beobachter, der sich außerhalb eines geflogenen

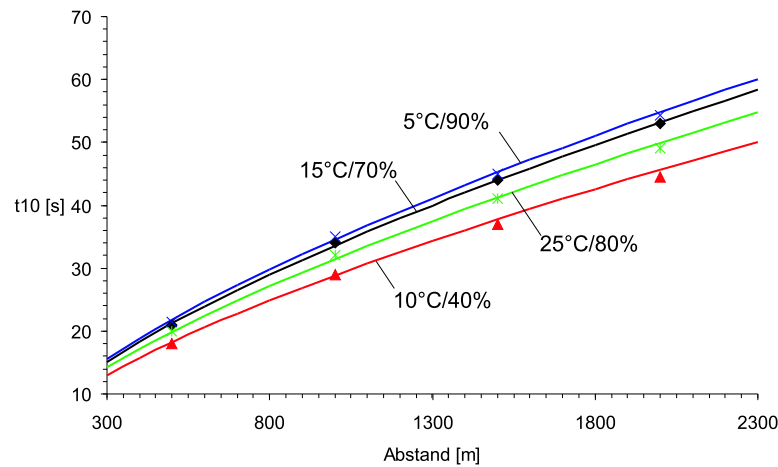


Abbildung 7.9: Einfluss der Entfernung und der atmosphärischen Dämpfung auf die 10 dB-down-time bei einer festen Fluggeschwindigkeit von 350 km/h.

Kurvenkreises befindet. Bei Kurvenflügen können die Belastungszeiten etwas über- bzw. unterschätzt werden, insbesondere wenn sich ein Beobachter genau im Mittelpunkt eines geflogenen Kurvenkreises befindet. Die Durchmesser der innerhalb der TMA geflogenen Kurven betragen zwischen 7.4 und 8.3 km (4 bis 4.5 NM). Im Mittelpunkt eines dieser Kreise hat ein Beobachter also in Abhängigkeit von der Flughöhe einen Mindestabstand von 3700 m zum Flugzeug. Der Schalldruckpegel beträgt bei heutigen Verkehrsflugzeugen auf diese Entfernung jedoch weniger als 5 dB, sodass diese Situation eher einen theoretisch ungünstigsten Fall darstellt und damit in der Praxis nicht relevant ist.

Während eines Kurvenfluges haben der Kurvenradius, der Abstand zum Kurvenmittelpunkt, die Flughöhe, die Fluggeschwindigkeit, der Flugzeugtyp und die meteorologischen Randbedingungen einen Einfluss auf die Änderung der 10 dB-down-time und damit auf den für die Berechnung der Flugroutenbelastungskennzahl verwendeten Einzelereignispegel L_{AX} gegenüber einem Geradeausflug. Allgemein ist der Einfluss des Kurvenfluges bei Richtungsänderungen von weniger als 90° oder einem Kurvenradius von mehr als 2000 m auf den Einzelereignispegel so gering, dass er unberücksichtigt bleiben kann [122]. Innerhalb von 25% des Kurvenradius liegt die Abweichung normalerweise bei ± 0.5 dB. Die genaue Abweichung kann hier ebenfalls mit Gleichung 5.17 berechnet werden, sodass eine Verdopplung der Belastungsdauer einer Erhöhung des Einzelereignispegels um 3 dB entspricht.

Isermann hat dazu umfangreiche Untersuchungen anhand der beiden Flugzeugtypen Airbus 310 und Boing 737 durchgeführt [69]. Dabei zeigte sich, dass es bei einem Kurvenradius von 3000 m bei der Boing zu einer Änderung des Einzelereignispegels gegenüber einem Geradeausflug von ungefähr +1 dB für die Bereiche innerhalb des Kurvenkreises und außerhalb in Abhängigkeit von der Flughöhe von -1 dB bis -2 dB kommt. Beim Airbus lagen die Unterschiede unter den gleichen Randbedingungen im Bereich von ± 2 dB.

Damit liegt beim Kurvenflug die Abweichung zwischen einer umfangreichen Fluglärmsimulation und einer schnellen Lärmabschätzung innerhalb eines tolerierbaren Bereiches.

7.4 Das atmosphärische Schichtmodell

Die Berechnung eines von einem Beobachter auf der Erdoberfläche wahrgenommenen Fluglärmschallpegels wurde bisher auf der Basis des direkten Abstandes zwischen Emissions- und Immissionsort betrachtet. Schallstrahlen bewegen sich jedoch zum einen entlang gekrümmter Ausbreitungswege (Abschnitt 4.4.2) und zum anderen sind die atmosphärischen Bedingungen entlang dieses Weges nicht homogen, sondern verändern sich sowohl mit der Höhe als auch mit der horizontalen Entfernung vom Ausgangspunkt (Abschnitt 4.4.1).

Die Brechung des Schallstrahls in der Atmosphäre hat durch den daraus resultierenden gekrümmten Verlauf eine Verlängerung des zu durchlaufenden Weges zur Folge. Der Grad der Krümmung ist dabei von der Schallgeschwindigkeit und von den Windverhältnissen abhängig. Die Wegverlängerung bewirkt auch eine höhere Schalldämpfung durch α_{class} und α_{mol} gegenüber einer gradlinigen Schallausbreitung. Jeder berechnet die zusätzliche Dämpfung direkt aus der Verlängerung des Schallstrahls [87]. Die Verlängerung gegenüber dem direkten Ausbreitungsweg s zwischen Flugzeug F in Flughöhe h und einem Beobachter P_B am Boden lässt sich geometrisch über ein Kreisbogensegment b_s berechnen (Abbildung 7.10):

$$b_s = 2\pi R \cdot \frac{\Theta}{360^\circ} \quad (7.11)$$

b_s : Kreisbogensegment [m]

R : Krümmungsradius Schallstrahl [m]

Θ : Vom Krümmungskreismittelpunkt M_K aus betrachteter Winkel zwischen Quelle und Beobachter $[\circ]$

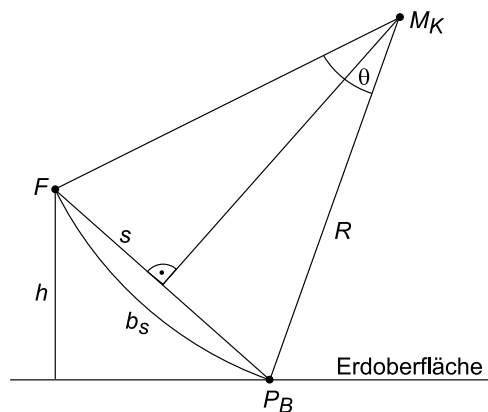


Abbildung 7.10: Berechnung des Ausbreitungsweges eines gekrümmten Schallstrahls b_s von einem Flugzeug F zu einem Beobachter P_B .

R ist der Radius des Krümmungskreises, entlang dessen sich der Schall ausbreitet und Θ der Winkel, den der Kreisbogen um den Mittelpunkt M_K zwischen Emissions-

und Immssionsort aufspannt. Der Winkel Θ lässt sich aus dem direkten Abstand s und dem Krümmungskreisradius R berechnen:

$$\sin(\Theta/2) = \frac{s/2}{R} \quad (7.12)$$

und damit ist

$$\Theta = 2 \arcsin\left(\frac{s/2}{R}\right) \quad (7.13)$$

s : Direkter Abstand zwischen Quelle und Beobachter [m]

R : Krümmungsradius Schallstrahl [m]

Wird Gleichung 7.13 in 7.11 eingesetzt, erhält man die Weglänge b_s auf dem Krümmungskreis mit dem Radius R im Verhältnis zum direkten Abstand s :

$$b_s = 2\pi R \cdot \frac{2 \arcsin\left(\frac{s}{2R}\right)}{360^\circ} \quad (7.14)$$

Der schallgeschwindigkeitsabhängige Krümmungskreisradius kann nach Isermann [69] aus dem Abstand s , der Flughöhe h , der Schallgeschwindigkeit a_0 in Bodennähe und ihrer Änderung g_a mit der Höhe berechnet werden:

$$R = \frac{s}{2} \cdot \sqrt{1 + \frac{(2a_0 + g_a \cdot h)^2}{(g_a)^2 \cdot (s^2 - h^2)}} \quad (7.15)$$

R : Krümmungsradius Schallstrahl [m]

s : Direkter Abstand zwischen Schallquelle und Beobachter [m]

a_0 : Schallgeschwindigkeit am Boden [m/s]

g_a : Schallgeschwindigkeitsgradient [m/s]

h : Flughöhe [m]

Für die zusätzliche Berücksichtigung des Windeinflusses kann darüber hinaus auf Gleichung 4.40 zurückgegriffen werden.

Betrachtet man ein Flugzeug in 1000 m Höhe in einem seitlichen Abstand von 1000 m zum auf die Erdoberfläche projizierten Flugweg, so beträgt der direkte Abstand $s = 1414.21$ m. Unter den Bedingungen der Standardatmosphäre beträgt der Radius des Schallstrahls des gekrümmten Weges R knapp 124 km und damit die Kreisbogen-segmentlänge $b_s = 1414.22$ m. Die Weglängendifferenz ist unter diesen und ähnlichen Randbedingungen also nur minimal. Doch auch für wesentlich größere Abstände zwischen Schallquelle und Empfänger sind die Weglängendifferenzen zwischen Kreisbogen und direktem Abstand sehr klein. In Abbildung 7.11 ist die Weglängendifferenz zwischen der direkten Schallausbreitung und einem Krümmungskreis gegen die Flughöhe und den seitlichen Abstand aufgetragen. Es wird deutlich, dass die Unterschiede so gering sind, dass sie bei der Fluglärmrechnung nicht berücksichtigt werden müssen.

Im Rahmen seiner Untersuchungen zu den Schallstrahlenverläufen für mittlere meteorologische Verhältnisse im Nahverkehrsbereichs des Flughafens Frankfurt kam Rottmann zu ähnlichen Ergebnissen [119]. Im weiteren Verlauf der Schallausbreitungsrechnung wird deshalb mit dem direkten Abstand gerechnet.

Ebenfalls einen Einfluss auf die Schallausbreitung hat die Heterogenität der meteorologischen Parameter innerhalb des Trägermediums Atmosphäre. Die atmosphärische

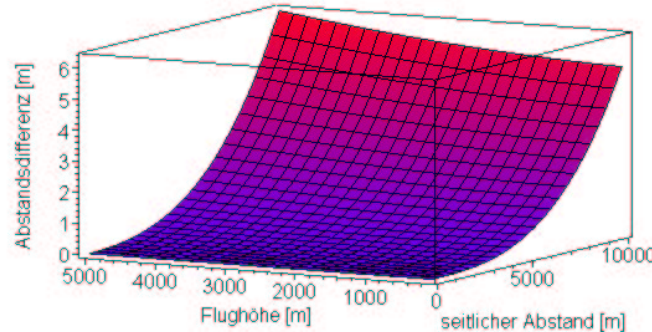


Abbildung 7.11: Weglängenunterschied zwischen direkter Entfernung und Schallausbreitung entlang eines Krümmungskreises in Abhängigkeit vom seitlichen Abstand und der Flughöhe.

Schalldämpfung ist neben der Frequenz auch von der Lufttemperatur und der relativen Luftfeuchtigkeit abhängig, die sich kleinräumig mit der Höhe, in größeren Entfernungen auch in ihrer horizontalen Ausbreitung verändern können. Rottmann [119] hatte in seiner Arbeit gezeigt, dass es für den Flughafennahbereich jedoch ausreicht, die Atmosphäre in horizontale Schichten zu unterteilen, innerhalb derer hinsichtlich der meteorologischen Parameter homogene Bedingungen angenommen werden können (Abbildung 7.12).

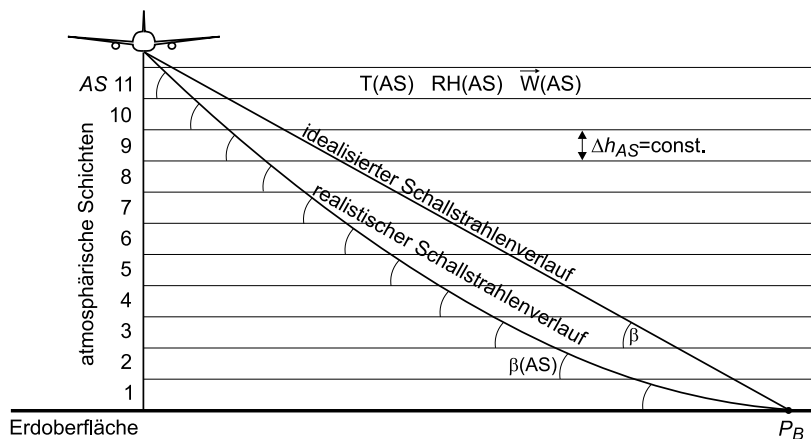


Abbildung 7.12: Die Atmosphäre als Schichtmodell, innerhalb derer die meteorologischen Parameter als konstant angesehen werden.

Die Atmosphäre wird dazu im Modell in AS Schichten mit einer konstanten Schichthöhe $\Delta h(AS) = const.$ eingeteilt. Innerhalb dieser Schichten werden die meteorologischen Parameter Temperatur $T(AS)$, relative Luftfeuchtigkeit $RH(AS)$ und Wind $\vec{W}(AS)$ als homogen angenommen. Bei der Berücksichtigung einer gradlinigen Ausbreitung entspricht der Winkel β , unter dem der Schallstrahl die atmosphärischen Schichten durchläuft, dem Bodensichtwinkel, unter dem ein Flugzeug vom Boden aus gesehen

wird (Abschnitt 4.3.2). Bei der Berücksichtigung eines gekrümmten Ausbreitungsweges hingegen ist der Winkel $\beta(AS)$ von der zu durchlaufenden Schicht abhängig. In jeder Schicht wird nun die atmosphärische Dämpfung sowie der Windeinfluss getrennt voneinander ermittelt und anschließend zu einer Gesamtdämpfung $D_{Atm,ges}$ addiert.

Schicht	Höhe bis [m]	T [°C]	RH [%]	D_{Atm} [dB/m]	$D_{Atm,ges}$ [dB]
10	1000	4.15	63.97	0,005891	0.83
9	900	4.80	64.64	0.005655	0.80
8	800	5.45	65.31	0.005437	0.77
7	700	6.10	65.98	0.005238	0.74
6	600	6.75	66.65	0.005084	0.72
5	500	7.40	67.32	0.004961	0.70
4	400	8.05	67.99	0.004836	0.68
3	300	8.70	68.66	0.004714	0.67
2	200	9.35	69.33	0.004633	0.66
1	100	10.00	70.00	0.004563	0.65
Summe					7.21
D_{Atm} mit T und RH aus Bodennähe					6.45
D_{Atm} mit T und RH aus halber Flughöhe					7.02
D_{Atm} mit T und RH aus Flughöhe					8.33

Tabelle 7.1: Atmosphärisches Modell aus 10 Schichten.

In Tabelle 7.1 ist dies für ein Beispiel dargestellt. Ausgehend von einem Flugzeug in 1000 m Höhe und einem Beobachter, der sich genau 1000 m seitlich des Flugweges befindet, wurde die Atmosphäre in 10 Schichten mit einer Dicke von jeweils 100 m unterteilt. Der Abstand vom Flugzeug zum Beobachter beträgt 1414 m, sodass der Schallstrahl jede Schicht unter einem Winkel von $\beta = 45^\circ$ auf einer Strecke von 141.4 m durchläuft. Die Lufttemperatur T beträgt hier 10°C und sinkt mit der Höhe um 0.0065°C/m , die relative Luftfeuchtigkeit RH wurde mit 70% in Bodennähe angenommen und sinkt mit zunehmender Höhe um $0.006\%/m$. Für jede dieser Schichten wird die atmosphärische Dämpfung D_{Atm} pro Meter berechnet und mit der jeweils zu durchlaufenden Weglänge multipliziert.

In der Summe ergibt sich damit eine atmosphärische Dämpfung von ungefähr $D_{Atm,ges} = 7.2\text{ dB}$. Die Berechnung der Dämpfung mit den am Boden gemessenen meteorologischen Werten beträgt dagegen nur $D_{Atm,ges} = 6.5\text{ dB}$, wohingegen es bei der Verwendung von den Werten aus der Flughöhe mit $D_{Atm,ges} = 8.3\text{ dB}$ zu einer leichten Überschätzung des Dämpfungseinflusses kommt. Die Verwendung der meteorologischen Daten aus der halben Flughöhe in 500 m hingegen gibt mit $D_{Atm,ges} = 7.0\text{ dB}$ den Dämpfungswert aus dem Schichtmodell sehr gut wieder.

Eine Erhöhung der Schichtenanzahl innerhalb des atmosphärischen Modells führt zu einer genaueren Berechnung der Dämpfung, doch erhöht sich damit auch der Berechnungsaufwand. Wie Tabelle 7.1 zeigt, kann man innerhalb der für Flughöhen um einen Flughafen typischen Temperatur- und Luftfeuchtigkeitsschwankungen von einer nahezu linearen Änderung der Dämpfung mit der Höhe ausgehen, sodass die Verwendung eines Mittelwertes aus der halben Flughöhe zu einer guten Abschätzung führt. Da der meteorologische Einfluss nur gering ist, kann so mit einer einzigen Dämpfungs-

wertberechnung die durch die Meteorologie beeinflusste Schallausbreitung in einer sehr guten Näherung berücksichtigt werden.

7.5 Die Software

Für die Entwicklung von Algorithmen, die eine Echtzeit-Fluglärmabschätzung als Teil eines Lotsenunterstützungssystems ermöglichen, wurde zunächst eine Software zur Simulation von Fluglärm entwickelt, mit der es möglich ist, Fluglärmkonturen und den Schallpegelverlauf von Überflügen unter verschiedenen meteorologischen Bedingungen nach den Berechnungsvorschriften der AzB [4] und nach DIN [28, 27] bzw. VDI [140] zu berechnen.

7.5.1 Die Software-Architektur

Zu Beginn einer Fluglärmabschätzung werden zunächst die erforderlichen Informationen aus unterschiedlichen Datenbanken eingelesen und verknüpft. Als erstes wird das Rechengitter in der angeforderten Ausdehnung und Auflösung angelegt (Abschnitt 4.3.1). Aus einer Datenbank eines Geografischen Informationssystems werden die Höhendaten des betrachteten Gebietes ausgelesen und diese den Gitterpunkten zugewiesen. Aus einer weiteren Datenbank werden die Bevölkerungsdaten eingelesen und auf das Rechengitter projiziert (Abschnitt 4.3.3). Damit sind für jeden der die Erdoberfläche repräsentierenden Gitterpunkte die Position in einem lokalen und dem globalen Koordinatensystem, die Höhe über Normal Null und die Anzahl der im Bereich dieses Punktes lebenden Menschen bekannt. Für die Berechnung der Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* werden jedoch nur die tatsächlich bewohnten Gitterpunkte benötigt. Deshalb wird als nächstes eine Gitterpunktliste zusammengestellt, die nur die Punkte mit ihren kompletten Informationen enthält, die auch besiedelt sind (Abschnitt 7.1).

Des weiteren existiert eine Datenbank mit Schallpegelinformationen unterschiedlicher Flugzeugtypen, die neben den eigentlichen Lärmdaten jeweils auch die Referenzentfernungen enthält (Abschnitt 4.1). Die Meteorologie mit Lufttemperatur, relativer Luftfeuchtigkeit in Bodennähe und Temperaturgradienten kann vorgegeben werden oder wird bei einem Echtzeitsystem extern zur Verfügung gestellt. Beim Start der Berechnungen wird daraus die weglängenabhängige atmosphärische Schalldämpfung berechnet (Abschnitt 4.4.1). Zur Berechnungsbeschleunigung wird mithilfe dieser Dämpfungsdaten die Grenzentfernung abgeschätzt, ab der die Gesamtdämpfung den Schallpegel eines betrachteten Flugzeugs auf 0 Dezibel reduziert hat (Abschnitt 4.5).

Der Flugweg liegt als Trajektorie vor, deren signifikante Wegpunkte Informationen über Geschwindigkeit, Richtung und Höhen beziehungsweise deren Änderung enthalten (Abschnitt 4.2). Die eigentliche Fluglärmberechnung basiert auf dem Abstand zwischen Emissions- und Immissionsort (Abschnitt 4.3.1). Dazu wird die größte Annäherung eines Flugzeuges, das sich entlang der geplanten Trajektorie bewegt, zu jedem einzelnen besiedelten Gitterpunkt berechnet. Die Zustandsdaten des Flugzeugs werden für diesen Punkt durch eine lineare Interpolation zwischen den diesen Flugabschnitt begrenzenden signifikanten Punkten abgeschätzt und zusammen mit dem Abstand gespeichert (Abschnitt 7.2).

Ist der berechnete kleinste Abstand größer als der Grenzabstand, ab dem der zu erwartende Fluglärm auf 0 Dezibel zurück gegangen ist, wird die Fluglärmbelastung

für diesen Gitterpunkt auf Null gesetzt und mit dem nächsten besiedelten Gitterpunkt fortgefahren. Ansonsten wird für diesen Trajektorienpunkt und den damit verknüpften Gitterpunkt der A-bewertete Schallpegel und zusätzlich die charakteristische Belastungsdauer 10 dB-down-time t_{10} in Abhängigkeit von der aktuellen Meteorologie ermittelt und zu den Daten des Gitterpunktes hinzugefügt (Abschnitt 7.3). Sind die Randbedingungen für die Wirksamkeit einer Bodendämpfung gegeben, wird die dadurch verursachte zusätzliche Dämpfung berechnet (Abschnitt 4.3.2). Über den Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter auf der Erdoberfläche wird anschließend die gesamte Dämpfung - zusammengesetzt aus geometrischer Dämpfung, atmosphärischer Dämpfung und Bodendämpfung - ermittelt und vom Quellenlärm, der sich aus dem Referenzschallpegel und dem Fahrwerkslärm im ausgeklappten Zustand zusammensetzt, abgezogen:

$$L_A(s, s_{Th}, \beta, T, RH) = L_0(s_0, v_0, F_0) + \Delta L_G(s_{Th}) - D(s) - B_{EMPA}(s, \beta) - D_{Atm}(T, RH, s) \quad (7.16)$$

L_A : A-bewerteter Schalldruckpegel am Ort eines Beobachters [dB]
 s : Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter [m]
 s_{Th} : Abstand zwischen Flugzeug und Landebahnschwelle [m]
 β : Bodensichtwinkel vom Beobachter zum Flugzeug [°]
 T : Lufttemperatur [°C]
 RH : Relative Luftfeuchtigkeit [%]
 L_0 : Referenzschalldruckpegel [dB]
 s_0 : Referenzabstand [m]
 v_0 : Referenzgeschwindigkeit [m/s]
 F_0 : Referenztriebwerksschub [N]
 ΔL_G : Geräuschpegelzuwachs durch das Fahrwerk [dB]
 D : Geometrische Dämpfung [dB]
 B_{EMPA} : Bodendämpfung nach einem Verfahren der EMPA [dB]
 D_{Atm} : Atmosphärische Absorption [dB/m]

Diese Berechnungen werden für alle besiedelten Gitterpunkte durchgeführt. Für die Ermittlung der Flugroutenbelastungskennzahl wird über die 10 dB-down-time aus dem Schalldruckpegel der Einzelereignispegel L_{AX} abgeschätzt (Abschnitt 5.6.2). In Abhängigkeit von der Anzahl der von einem bestimmten Fluglärm betroffenen Einwohner kann nun die *FRBK* für jede Trajektorie berechnet werden (Abschnitt 6.7). Dieser Kennwert wird der entsprechenden Trajektorie zugeordnet und ermöglicht damit einen Vergleich der zu erwartenden Fluglärmbelastung für die unterschiedlichen Anflugstrecken.

7.5.2 Die grafische Benutzeroberfläche

Entsprechend der Vorschläge des European Harmonised Noise-Contour Modelling Environment-Projektes (ENHANCE) sollte Software zur Berechnung von Fluglärm eine anwenderfreundliche Berechnung von Fluglärmkonturen unabhängig vom verwendeten Modell ermöglichen, die auf simulierten Flugdaten und Radardaten mit den Richtcharakteristiken internationaler Flugzeugtypen basieren [63]. Bei der Programmierung der Entwicklungs- und Testumgebung „Noisy“ wurde diesen Vorgaben, soweit es hier sinnvoll und möglich war, entsprochen. Die Ergebnisse aus den standardisierten Be-

rechnungen wurden anschließend zur Verifikation der Lärmabschätzungen mit den modifizierten Algorithmen verwendet.

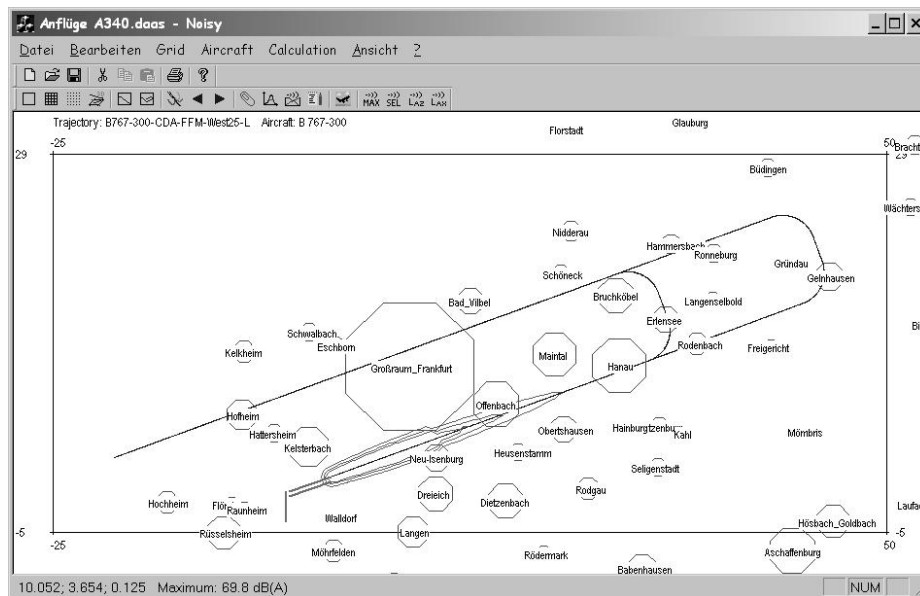


Abbildung 7.13: Die grafische Oberfläche der Fluglärmsimulationssoftware „Noisy“.

Das Fluglärmsimulationsprogramm „Noisy“ wurde im Rahmen dieser Arbeit in Microsoft Visual C++ implementiert und verwendet eine interaktive Benutzeroberfläche mit den entsprechenden Standardfunktionen (Abbildung 7.13). Darüber hinaus erfolgt die Steuerung des Programms über das erweiterte Menü in der Hauptleiste des Bildschirmfensters und über die sich darunter befindenden Icon-Leisten. Dort stehen Funktionen für unterschiedliche Darstellungsarten der 2-dimensionalen Ansicht des Betrachtungsgebietes zur Verfügung. Es kann zwischen einem einfachen Rahmen mit den Eckkoordinaten (Abbildung 7.13), dem Rechengitter und einer Punktdarstellung der Rechengitterpunkte umgeschaltet werden. In der Statuszeile am unteren Rand des Bildschirmfensters werden Informationen über die Position im lokalen Koordinatensystem, die Höhe im Geländehöhenmodell und den berechneten Pegel des ausgewählten Schallpegels an der aktuellen Mauszeigerposition dargestellt. Zusätzlich existiert eine vereinfachte 3-dimensionale Darstellung, um die räumliche Ausdehnung von Trajektorien und das Geländehöhenmodell abschätzen zu können (Abbildung 7.14).

Es besteht die Möglichkeit, Trajektorien aus unterschiedlichen Datenquellen sowohl hinsichtlich ihrer 2-dimensionalen Lage als auch anhand ihres Höhenprofils zunächst visuell zu überprüfen, bevor sie in ein georeferenziertes Gittermodell integriert werden. Die Auswahl von einer oder mehreren Trajektorien zur Berechnung und Darstellung kann entweder über ein Dialogfenster erfolgen oder mithilfe von Pfeiltasten, die ein direktes Durchschalten der Trajektorien in der aktuellen Projektdatei ermöglichen. Auch die darzustellenden Konturlinien (Isophone) werden über ein Dialogfenster ausgewählt (Abbildung 7.14 rechts unten). Für einen beliebigen Punkt innerhalb des Betrachtungsgebietes, der entweder durch einen Maus-Klick oder über ein Menü platziert wird, kann der zeitliche Verlauf eines Überflugsereignisses mit Maximalpegel, 10 dB-down-time und slant distance dargestellt werden. Auch die Visualisierung des

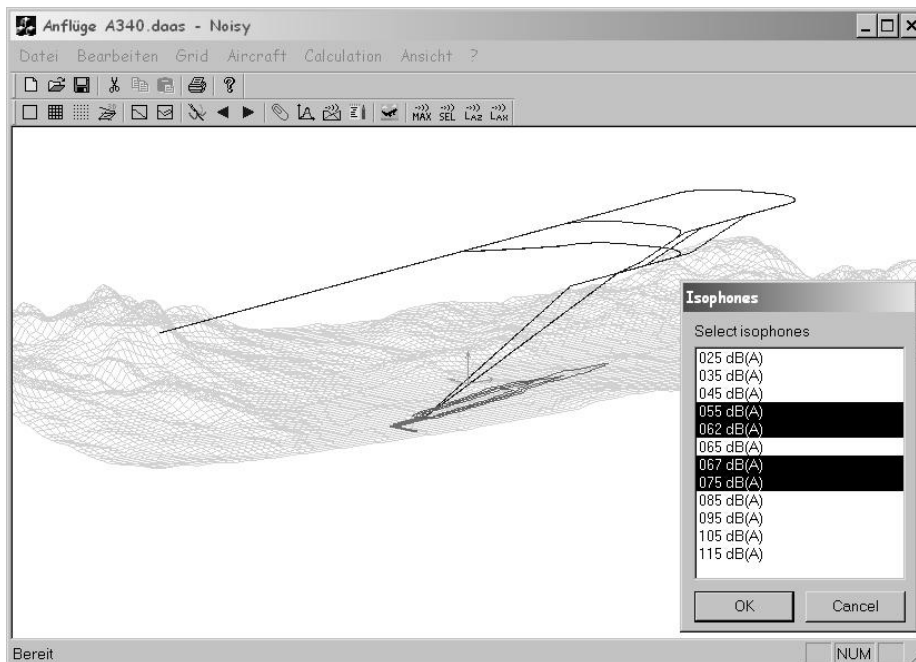


Abbildung 7.14: Vereinfachte 3-dimensionale Ansicht eines Betrachtungsgebietes mit Trajektorien sowie dem Dialogfenster zur Auswahl von Konturlinien.

Schallpegelverlaufs unterhalb der Trajektorien kann über die Icon-Leiste ausgewählt werden. Nach dem Start der Berechnungen können die Ergebnisse der Simulation und die Belastungskennwerte neben der grafischen Ausgabe auch über ein Informationsfenster ausgegeben werden. Zur Gesamtfläche des betrachteten Gebietes werden die Größen der einzelnen Konturflächen für den Maximalpegel L_{Amax} , die beiden Einzereignispegel L_{AX} und L_{AZ} sowie für den Single-event Exposure Level SEL angezeigt. Des weiteren werden die Ergebnisse für die Belastungskennzahlen $FRBK$, AWR_{FICON} , $FB2$, BFL , NII , LWP , $HAPN$, L_{Amax} , SEL , L_{AX} und L_{AZ} ausgegeben.

Für die Berücksichtigung der Meteorologie steht ein Dialogfenster zur Verfügung, über das die Daten für die Lufttemperatur und die relative Luftfeuchtigkeit in Bodennähe sowie den Temperaturgradienten eingegeben werden. Dazu können Angaben zur Windrichtung, der Windgeschwindigkeit, der Höhe über Grund, in der der Wind gemessen wurde, und der Rauigkeitsbeiwert der Umgebung des Anemometers gemacht werden.

Der Import der Trajektoriendaten erfolgt über mehrere Schnittstellen, sodass Rar-dardaten des Flughafens Frankfurt, FANOMOS Daten, vom 4D-Planer generierte Trajektorien und Daten vom Fluglärmsimulationsprogramm SIMUL des DLR Göttingen eingelesen werden können. Zusätzlich können Daten über die Bevölkerungsstruktur importiert werden, die anschließend automatisch auf das aktuelle Rechengitter umgerechnet werden². Für die Visualisierung kann den Lärmkonturen eine Bitmap-Grafik

²Bei der Verteilung der Bevölkerungsdaten wird von einem Kreis um den Mittelpunkt der Ortschaft ausgegangen. Die Darstellung der Ortschaften als Achtecke hat hier lediglich programmtechnische Gründe.

hinterlegt werden, die für eine leichtere räumliche Zuordnung der Lärmdaten aus einem Satellitenbild, einer Luftaufnahme oder einer Karte bestehen kann.

Für die Erstellung des Rechengitters stehen zwei Möglichkeiten zur Verfügung. Zum einen können alle Daten des Betrachtungsgebietes eigenständig berechnet und eingesetzt werden. Wenn jedoch zunächst die Trajektoriendaten eingelesen werden, erstellt das Programm anhand der Trajektorienausdehnung ein Untersuchungsgebiet und teilt es in ein 1 km·1 km Raster ein, dass sofort oder auch später verändert werden kann (Abbildung 7.15).

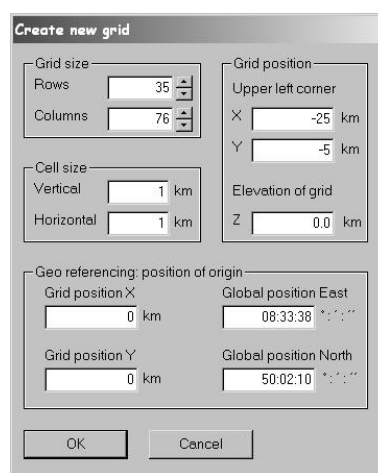


Abbildung 7.15: Dialogfenster zum Erstellen eines Rechengitters.

Zusätzlich existieren Eingabefelder für die Georeferenzierung des Rechengitters, indem einem bestimmten Punkt des lokalen Koordinatensystems Koordinaten des globalen Gradnetzes zugewiesen werden. Voraussetzung ist allerdings, dass das lokale Koordinatensystem eingenordet ist. Liegen keine Geländehöhendaten vor, so kann die Höhe der ebenen Erdoberfläche über NN hier auch manuell eingegeben werden.

Darüber hinaus können Daten eines Geländehöhenmodells im ARC-View Datenaustauschformat³ unabhängig von der Rechengitter- und Geländehöhenmodellauflösung eingelesen werden. Das Programm Noisy sucht automatisch die zum aktuellen Rechengitter gehörenden Geländedaten heraus, liest diese ein und passt sie durch eine lineare Interpolation der Gitterauflösung an. Wird die Gitterweite nachträglich verändert, müssen die Daten des Geländehöhenmodells erneut eingelesen werden. Liegen Daten von Ortschaften vor, werden die Höheninformationen der besiedelten Flächen beim Einlesen der Geländedaten automatisch angepasst und bei den Berechnungen entsprechend berücksichtigt.

In Abbildung 7.16 ist das Dialogfenster für die Auswahl des zu simulierenden Flugzeugs dargestellt. Neben dem Hinzufügen und Löschen von Flugzeugdaten besteht hier die Wahl zwischen der Verwendung einer Richtcharakteristik oder der Annahme einer kugelsymmetrischen Punktschallquelle. Die Richtcharakteristik kann in 10°-Schritten oder weniger eingegeben werden. Fehlende Daten werden linear interpoliert.

³Programm der Firma ESRI zur Darstellung von geografischen Informationen.

Define directional characteristic

Aircraft type:

Distance: m

Speed: m/s

☐ Landing

☐ Symmetrical directional characteristic

Characteristic: All directions: dB(A)

Angle	dB(A)	Angle	dB(A)
0°	90	100°	87.3
10°	90	110°	88
20°	90	120°	88
30°	89	130°	86
40°	88	140°	83
50°	87	150°	80
60°	86	160°	79
70°	85.5	170°	77
80°	86	180°	76.5
90°	86.5		

Abbildung 7.16: Dialogfenster zur Auswahl eines Flugzeugtyps.

Die Ergebnisse einer Berechnung können am Ende in unterschiedlichen ASCII-Dateiformaten ausgegeben werden, sodass eine Weiterverarbeitung und eine grafische Aufbereitung mit anderen Programmen möglich ist. Es besteht die Option, die Lärmdaten an den Gitterpunkten, die zeitlich abhängigen Überflugschallpegel eines definierten Punktes im Betrachtungsgebiet und die Schallpegelverläufe direkt unter den Trajektorien zu exportieren.

Für die eigentliche Berechnung kann in einem weiteren Dialogfenster zwischen den standardisierten Berechnungsmodellen und den schnellen Algorithmen zur Fluglärmschätzung gewählt werden (Abbildung 7.17). Hier kann auch die Berechnung des Fluglärms unter den Trajektorien und die Überflugsberechnung aktiviert werden, die zusätzliche Parameter für eine räumliche bzw. zeitliche Auflösung der Flugdaten benötigen. Mit *Fly Neighborly* wird die Berechnung der bevölkerungsabhängigen Belastungskennzahlen aktiviert, die noch mit einem Lärmgrenzwert, ab dem die Kennwerte in den Beurteilungen berücksichtigt werden, spezifiziert werden kann. Für eine Beschleunigung der Berechnungen steht ein Kennfeld zur Verfügung, welches bewirkt, dass zunächst die Entfernung ermittelt wird, ab der der Schallpegel unter den gegebenen meteorologischen Bedingungen gegen Null geht und für größere Entfernungen dann keine Lärmberechnung mehr durchführt. Die Berücksichtigung der windbeeinflussten Schallausbreitung kann hier genauso aktiviert werden wie die Bodendämpfung, ein Schallpegelaufschlag für das Fahrwerk und eine geschwindigkeitsabhängige Quellenkorrektur für das Flugzeug.

Für die grafische Ausgabe stehen noch weitere Parameter zur Verfügung, zu denen eine farbige 2-dimensionale Höhenkarte und eine farbige Karte mit den berechneten Lärmwerten, eine Graustufen-Darstellung der bevölkerungsdichten im Betrachtungsgebiet sowie die Option zur Wiedergabe von Konturlinien aus zwei unterschiedlichen Berechnungen gehören. Für Illustrationszwecke können neben den Namen der Ortschaften auch eine oder mehrere Start- und Landebahnen eingefügt werden, die auf die eigentliche Lärmberechnung allerdings keinen Einfluss haben.

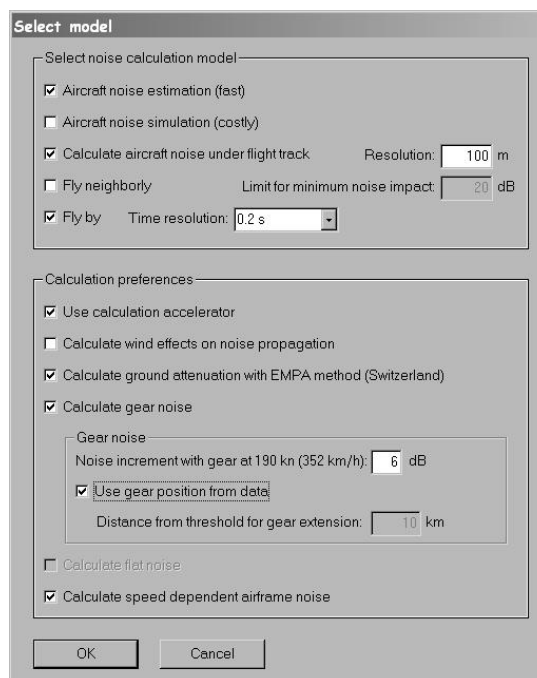


Abbildung 7.17: Dialogfenster zur Auswahl des Berechnungsverfahrens.

Kapitel 8

Ergebnisse

Für die Integration einer Echtzeit-Fluglärmabschätzung in ein Lotsenunterstützungssystem wie den 4D-Planer wurden einige standardisierte Berechnungsverfahren, wie sie in der Deutschen Industrienorm oder der AzB definiert sind, in einer weniger rechenzeitaufwändigen Berechnung in vereinfachter Form berücksichtigt. In diesem Kapitel wird dargestellt, wie sich diese Modifikationen auf die Ergebnisse auswirken.

Die einzelnen Komponenten einer Fluglärm Berechnung haben einen mehr oder weniger deutlichen Einfluss auf die Berechnung der bevölkerungsabhängigen Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK*. Im Folgenden werden diese Einflüsse anhand von Beispielen mit unterschiedlichen Trajektorien dargestellt und die Ergebnisse mit den Werten nationaler und internationaler Fluglärmbewertungsmaße verglichen.

8.1 Vergleich der Lärmberechnungsalgorithmen

Die bevölkerungsabhängige Fluglärmbewertung sollte auf der Basis möglichst realistischer Fluglärm Daten ermittelt werden. Da für die schnelle Lärmabschätzung gegenüber den vollständigen Berechnungsverfahren nach AzB, DIN und ISO [4, 27, 74] modifizierte Algorithmen verwendet werden, muss sichergestellt werden, dass die veränderten Berechnungsverfahren auch die gleichen Ergebnisse wie die standardisierten Verfahren liefern. Dazu wurden zum einen die Simulationsergebnisse der Fluglärmabschätzung mit Ergebnissen aus der AzB verglichen und zum anderen Vergleichssimulationen mit generierten Trajektorien nach einem Verfahren von Stump [135] durchgeführt, die mithilfe von BADA-Daten [40] für unterschiedliche Flugzeugtypen generiert wurden und unter anderem Informationen über die Position, Geschwindigkeit, Flugrichtung und den Schubverlauf in hoher zeitlicher Auflösung beinhalten.

8.1.1 Vergleich von Abschätzungen mit der AzB

Die Fluglärmabschätzung beruht im Gegensatz zu den Berechnungsvorschriften aus der AzB [4] auf frequenzunabhängigen Gesamtpegeln. In der Berechnungsvorschrift werden aber entfernungsabhängige Gesamtpegel für alle enthaltenden Flugzeugklassen aufgeführt, sodass die Ergebnisse aus der Fluglärmabschätzung mit den offiziellen Werten validiert werden können. In Abbildung 8.1 werden dazu Simulationsergebnisse für Flugzeuge der Lärmklassen 6 und 12 (Punkte und Sternchen) mit den A-bewerteten Schallpegeln der Lärmklassen 6 und 12 nach AzB (durchgezogene Linien) verglichen.

Dabei wird deutlich, dass die Simulationsergebnisse im einzelnen weniger als ein Dezibel von den offiziellen Werten abweichen. Für eine bevölkerungsabhängige Fluglärmschätzung wird dieses Ergebnis als hinreichend genau angesehen.

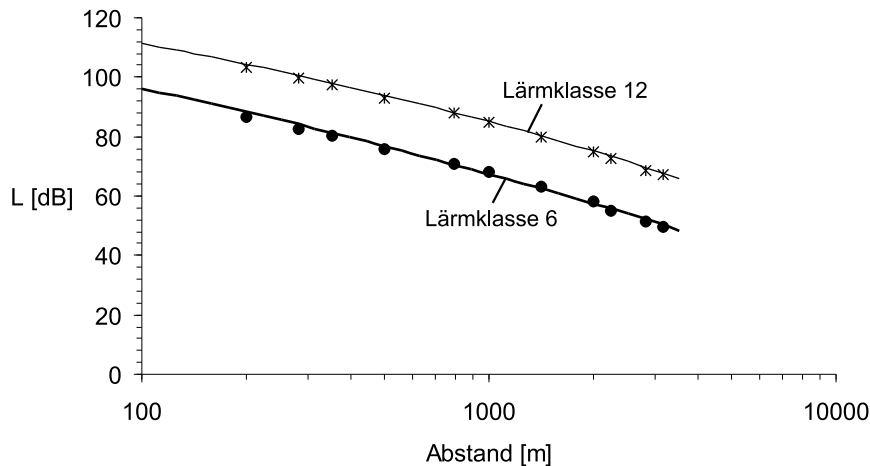


Abbildung 8.1: Vergleich von mit dem schnellen Algorithmus abgeschätzten Fluglärmpegeln (Punkte und Sternchen) mit Gesamtpegeln aus der AzB [4] (durchgezogene Linien) für Flugzeuge der Lärmklassen 6 und 12.

8.1.2 Vergleich von Fluglärmkonturen

Für die Abschätzung der Ungenauigkeit, die durch die Vereinfachung der Berechnungsalgorithmen verursacht wird, wurden unterschiedliche Trajektorien hinsichtlich ihrer Fluglärmkonturfläche als auch der Konturform miteinander verglichen. Für zwei Trajektorien werde hier die Ergebnisse beispielhaft vorgestellt. In Abbildung 8.2 sind die beiden untersuchten Trajektorien dargestellt. Es handelt sich um Landeanflüge mit dem Low Drag - Low Power Anflugverfahren (LDLP), die sich hinsichtlich der Zwischenanflughöhe in 3000 ft, ca. 915 m (Trajektorie 1) bzw. 4000 ft, ca. 1220 m (Trajektorie 2) unterscheiden.

In den Abbildungen 8.3 und 8.4 sind für die beiden Trajektorien die Fluglärmkonturen des Einzelereignispegel L_{AX} jeweils für 55, 62 und 67 dB unter den Bedingungen einer Normatmosphäre dargestellt. Die Fläche des Betrachtungsgebietes beträgt $75 \cdot 10 \text{ km}^2$ und die Abstände des Rechengitters wurden auf 200 m gesetzt¹. Die Längen der Trajektorien betragen jeweils 65 km.

Es wird deutlich, dass die Konturen in beiden Beispielen nahezu identisch verlaufen. Lediglich beim Lärmzuwachs durch das Ausfahren des Fahrwerks (Ausschnittvergrößerung in Abbildung 8.3) und beim Aufsetzen auf der Landebahn am Ende der Trajektorien treten Unterschiede auf. Diese Differenzen kommen dadurch zustande, dass bei der schnellen Abschätzung nur jeweils ein Lärmwert für jeden Gitterpunkt berechnet

¹Die relativ feine Rechengitterauflösung wurde gewählt, um möglichst genaue Ergebnisse bei der Flächenberechnung der Lärmkonturen zu erhalten.

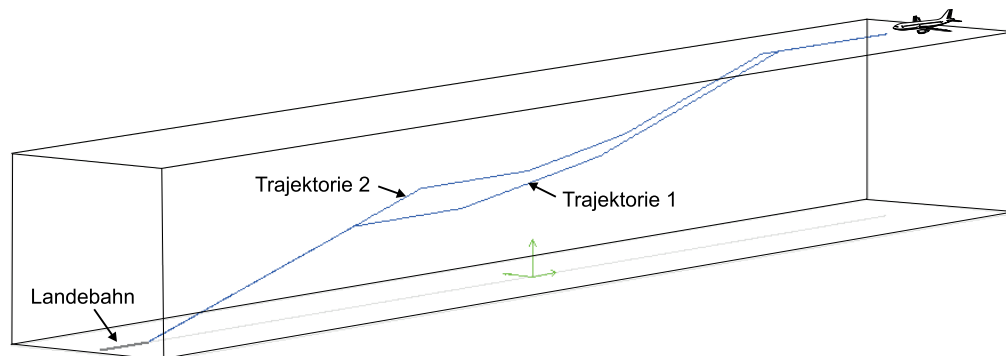


Abbildung 8.2: Zwei LDLP-Anflugtrajektorien eines Airbus, die sich hinsichtlich ihrer Zwischenanflughöhen unterscheiden: Trajektorie 1 hat einen Zwischenanflug in 3000 ft und Trajektorie 2 in 4000 ft Höhe.

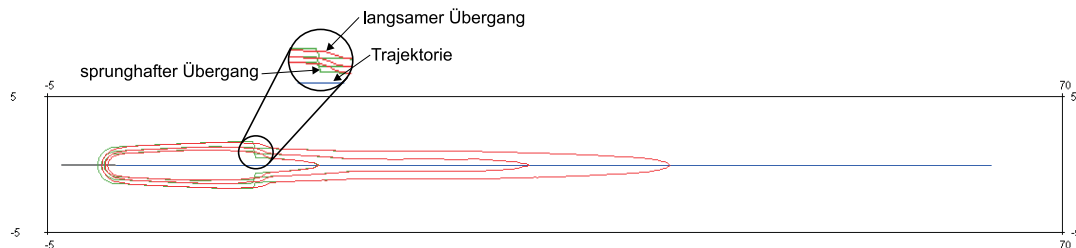


Abbildung 8.3: Vergleich der L_{AX} Konturen einer schnellen (grün) und einer vollständigen (rot) Fluglärmberechnung anhand einer LDLP-Anflugtrajektorie eines Airbus mit einem Zwischenanflug in 3000 ft Höhe. Dargestellt sind die Isophone für 55, 62 und 67 dB.

und der Fluglärm zeitlich davor und dahinter aufgrund dieses Ergebnisses abgeschätzt wird. Kommt es nun innerhalb eines kurzen Zeitraumes zu einer Schallpegeländerung an der Quelle, wie sie durch das Ausfahren des Fahrwerks in Kombination mit einer Schuberrhöhung verursacht wird, so verschätzt sich der schnelle Algorithmus in der zeitlichen Umgebung dieses Ereignisses und es kommt zu einer sprunghaften Veränderung in der Fluglärmkontur („sprunghafter Übergang“ in Abbildung 8.3). Bei einer vollständigen Simulation hingegen werden diese Änderungen präziser erfasst und es kommt zu einem der Wirklichkeit entsprechenden langsameren Anstieg der Fluglärmbelastung („langsamer Übergang“ in Abbildung 8.3).

Ein ähnlicher Effekt tritt am Ende der Trajektorie auf, hier jedoch mit einer Umkehrung der Genauigkeit. Bei der vollständigen Simulation ist hier der Flugweg zu Ende, da der Fluglärm nur so lange berechnet wird, wie sich das Flugzeug auch tatsächlich in der Luft befindet. Der schnelle Algorithmus hingegen geht beim letzten Trajektorienpunkt davon aus, dass sich das Flugzeug weiterhin bewegt und ermittelt den entsprechenden Mittelwert aus diesem Bewegungszustand. So wird die Lärmkontur an der Landebahnschwelle nicht abgeschnitten, sondern noch etwas auf die Landebahn extrapoliert und zeichnet damit die wirkliche Situation einer Landung etwas genauer nach. Gingen die verwendeten Trajektorien auf der Landebahn weiter, würde sich dieser Unterschied wieder aufheben.

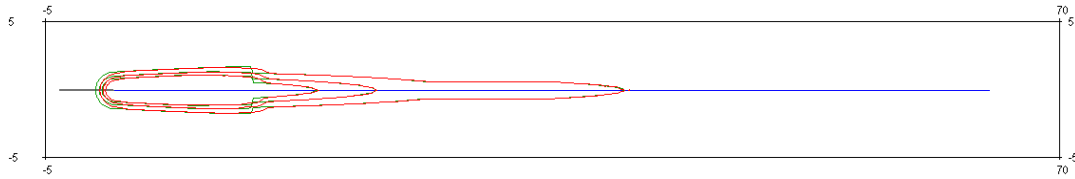


Abbildung 8.4: Vergleich der L_{AX} Konturen einer schnellen (grün) und einer vollständigen (rot) Fluglärmberechnung anhand einer LDLP-Anflugtrajektorie eines Airbus 320 mit einem Zwischenanflug in 4000 ft Höhe. Dargestellt sind die Isophone für 55, 62 und 67 dB.

Die Zusammenstellung der Fluglärmkonturflächen der beiden Beispiele zeigt in Tabelle 8.1, dass es durch den schnellen Algorithmus im Gegensatz zur vollständigen Simulation insgesamt zu einer leichten Verkleinerung der Flächen kommt. Diese Unterschätzung ist nahezu komplett auf die Differenz beim Ausfahren des Fahrwerks zurückzuführen.

Fluglärmkontur [dB]	Trajektorie 1 [km ²]		Trajektorie 2 [km ²]	
	vollständig	schnell	vollständig	schnell
65	84.13	82.13	65.17	63.10
67	61.97	60.23	48.73	47.00
75	21.33	20.13	21.40	20.13

Tabelle 8.1: Vergleich von Fluglärmkonturflächen, die für zwei unterschiedliche Trajektorien mit einer vollständigen Berechnung nach der AzB und einer schnellen Abschätzung durchgeführt wurden.

Das Ausfahren des Fahrwerks ist der einzige hier berücksichtigte Parameter, der sich am Flugzustand beim Landeanflug innerhalb kurzer Zeit ändert. Darüber hinaus geschieht er zu einem Zeitpunkt des Fluges, an dem der Lotse keinen Einfluss mehr auf die Flugroute eines ankommenden Flugzeugs nimmt. Fluglärmrelevante Ereignisse haben dort also keine Auswirkungen mehr auf die Bewertung einer Trajektorie und damit auf die Flugführung mithilfe eines Anflugplanungssystems.

8.1.3 Vergleich von Schallpegelsummen

Eine weitere Möglichkeit zur Abschätzung der Berechnungsgenauigkeit der schnellen Lärmabschätzung gegenüber der Fluglärmberechnung mit den standardisierten Verfahren ist die Lärmsummenbildung. In Tabelle 8.2 sind die Schallpegelsummen von den sechs Trajektorien aus den Abbildungen 8.13 und 8.15 für den Maximalpegel L_{Amax} und den belastungsdauerabhängigen Einzelereignispegel L_{AX} sowie die Abweichung der Abschätzung gegenüber der vollständigen Berechnung zusammengefasst. Dazu wurden die Schallpegel und die charakteristischen Belastungszeiten an allen 1126 im betrachteten Gebiet besiedelten Gitterpunkten mit beiden Verfahren simuliert und anschließend addiert. Dabei wird deutlich, dass es durch die schnelle Abschätzung zu einer leichten Unterschätzung des A-bewerteten Maximalpegels L_{Amax} kommt, die sich allerdings im Bereich eines halben Prozents gegenüber der vollständigen Berechnung

bewegt. Bei der Abschätzung des Einzelereignispegels wird auch die Belastungsdauer berücksichtigt, die nach Gleichung 7.10 ebenfalls als Schätzung in die Pegelermittlung einfließt. Dadurch wird der Einzelereignispegel gegenüber der vollständigen Berechnung etwas überschätzt, doch liegen die Abweichungen hier bei unter 0.2%.

Trajektorie	L_{Amax} schnell	L_{Amax} komplett	Abweichung [%]	L_{AX} schnell	L_{AX} komplett	Abweichung [%]
1	24469	24575	-0.43	33824	33792	0.09
2	22905	23011	-0.46	31747	31723	0.08
3	24729	24837	-0.44	34088	34044	0.13
4	23323	23429	-0.45	32171	32141	0.09
5	24312	24422	-0.45	33864	33828	0.11
6	23063	23173	-0.48	32116	32088	0.09

Tabelle 8.2: Die Summen der mit dem schnellen und der mit den nach Berechnungsvorschrift ermittelten A-bewerteten Maximalpegeln L_{Amax} und Einzelereignispegeln L_{AX} von den sechs Trajektorien aus den Abbildungen 8.13 und 8.15.

Für Trajektorie 3, die beim Einzelereignispegel L_{AX} in Tabelle 8.2 die größte Abweichung zwischen Abschätzung und vollständiger Berechnung gezeigt hat, sind in Tabelle 8.3 einige Belastungskennzahlen zusammengestellt. Es wird deutlich, dass auch hier die Unterschiede zwischen den beiden Verfahren sehr gering sind. Die Abweichung bei der Flugroutenbelastungskennzahl $FRBK$ liegt hier etwas höher als die Abweichung des Einzelereignispegels gegenüber dem Maximalpegel. Auch bei der Anzahl der zu erwartenden Aufwachreaktion als Folge des Landeanfluges aus der dritten Trajektorie kommt es zu einer leichten Differenz von 1.18% der betroffenen Menschen. Diese etwas höhere Abweichung kommt durch den exponentiellen Einfluss zustande, den der Schallpegel sowohl auf die Aufwachreaktionen als auch auf die darauf basierenden $FRBK$ hat.

Bewertungsmaß	schnell	komplett	Abweichung [%]
$FRBK$	2.671	2.665	0.22
AWR_{FICON}	5782	5851	-1.18
L_{Amax}	19.90	20.00	-0.50
L_{AX}	27.37	27.33	0.15

Tabelle 8.3: Bewertungsergebnisse für die dritte Trajektorie aus Tabelle 8.2.

Bei den beiden Belastungspegeln, die direkt auf dem A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} und auf dem Einzelereignispegel L_{AX} basieren², sind die Abweichungen entsprechend den Unterschieden bei der Trajektorie 3 in Tabelle 8.3. Insgesamt zeigen diese Ergebnisse, dass mit der schnellen Fluglärmabschätzung eine hinreichend genaue Schallpegelermittlung für ein Echtzeit-Fluglärmabschätzungsverfahren als Teil eines Lotsenunterstützungssystems erreicht werden kann.

²Bei diesen beiden Belastungskennzahlen werden die Schallpegel eines jeden Gitterpunktes mit der Anzahl der dort lebenden Menschen multipliziert und anschließend durch die Anzahl aller Einwohner im untersuchten Gebiet geteilt.

8.2 Der Einfluss von Richtcharakteristiken

Die Richtcharakteristik eines Flugzeugs erzeugt eine richtungsabhängige Schallabstrahlung (Abschnitt 4.1). Dies gilt nicht nur für ein stehendes Flugzeug, sondern hat auch einen Einfluss auf die Fluglärmkontur und auf den Schallpegelverlauf während eines Überfluges.

Für eine Echtzeit-Fluglärmabschätzung wird auf das Modell einer punktförmigen Schallquelle zurückgegriffen, die in alle Richtungen die gleiche Schallenergie abstrahlt. Dadurch kommt es im Vergleich zu einer vollständigen Simulation zu einer Ungenauigkeit, die von der Differenz einer Richtcharakteristik zu einer kugelförmigen Abstrahlung verursacht wird. In Abbildungen 8.5 sind für vier verschiedene Flugzeugtypen die am Boden wahrgenommenen A-bewerteten Schallpegel über die Zeit aufgetragen. Die Daten der Richtcharakteristiken wurden der Literatur entnommen [69, 15] und in eine Fluglärmsimulation eingesetzt. Es wurden Vorbeiflüge unterschiedlicher Höhen, Geschwindigkeiten und seitlicher Abstände simuliert, für die berücksichtigte Meteorologie wurde eine Lufttemperatur von 15°C und eine relative Luftfeuchtigkeit von 70% angenommen. Die Trajektorien wurden in 0.1 s-Schritten berechnet. Dargestellt sind einige Ergebnisse für die Flugzeugtypen Airbus 310, Boeing 737 und 747 sowie für eine McDonald Douglas 80³.

Die deutlichen Knicke im Bereich des Maximalpegels in den Schallpegelverläufen kommen durch den Turbinenlärm zustande, der insbesondere nach schräg vorne in Bereichen um 45° und schräg hinten in den Bereichen um 120° abgestrahlt wird. In Abbildung 8.6 sind die Isolinien für unterschiedliche Schallpegel dargestellt. Es handelt sich um eine Momentaufnahme während eines Überfluges einer B-747 in Landekonfiguration. Trotz des reduzierten Schubes sind die Hauptabstrahlrichtungen des Schalls nach vorn und hinten schräg zur Flugzeuglängsachse deutlich zu erkennen. In Abhängigkeit vom Ausprägungsgrad einer Richtcharakteristik kommt es zu Schallpegeleinschnitten zum Zeitpunkt der größten Annäherung an einen Beobachter. Dieser Effekt wird insbesondere bei der B-737 sicht- und hörbar, da sie im rechten Winkel zur Längsachse deutlich weniger Schallenergie abstrahlt als in den Bereichen davor und dahinter.

Um den mittleren Schallpegel L_{Amean} , der bei der kugelsymmetrischen Schallausbreitung verwendet wird, aus den Daten einer Richtcharakteristik zu ermitteln, wurde nach Gleichung 8.1 verfahren:

$$L_{Amean} = \frac{L_A(90^\circ) + \max_{i=0^\circ..180^\circ} \{L_A(i)\}}{2} \quad (8.1)$$

L_{Amean} : Mittlerer A-bewerteter Schalldruckpegel für die Verwendung einer kugelsymmetrischen Schallausbreitung [dB]

$L_A(90^\circ)$: A-bewerteter Schalldruckpegel im rechten Winkel zu Flugzeuglängsachse [dB]

$L_A(i)$: A-bewerteter Schalldruckpegel im Winkel i zu Flugzeuglängsachse [dB]

Zur Berechnung von L_{Amean} wird der Mittelwert aus der Schallabstrahlung unter einem Winkel von 90° zur Flugzeuglängsachse und dem Maximalpegel - unabhängig,

³Die hier verwendeten Schallpegeldaten wurden aus unterschiedlichen Quellen zusammengestellt, aus denen nicht immer eindeutig hervorging, ob die zitierten Schallpegel bereits A-bewertet und vollständig waren bzw. aus welcher Baureihe die einzelnen Flugzeugtypen stammten. Die absoluten Werte sind also nicht direkt vergleichbar, doch für eine Gegenüberstellung kugelsymmetrischer und richtungsabhängiger Abstrahlcharakteristiken reicht das verfügbare Material aus.

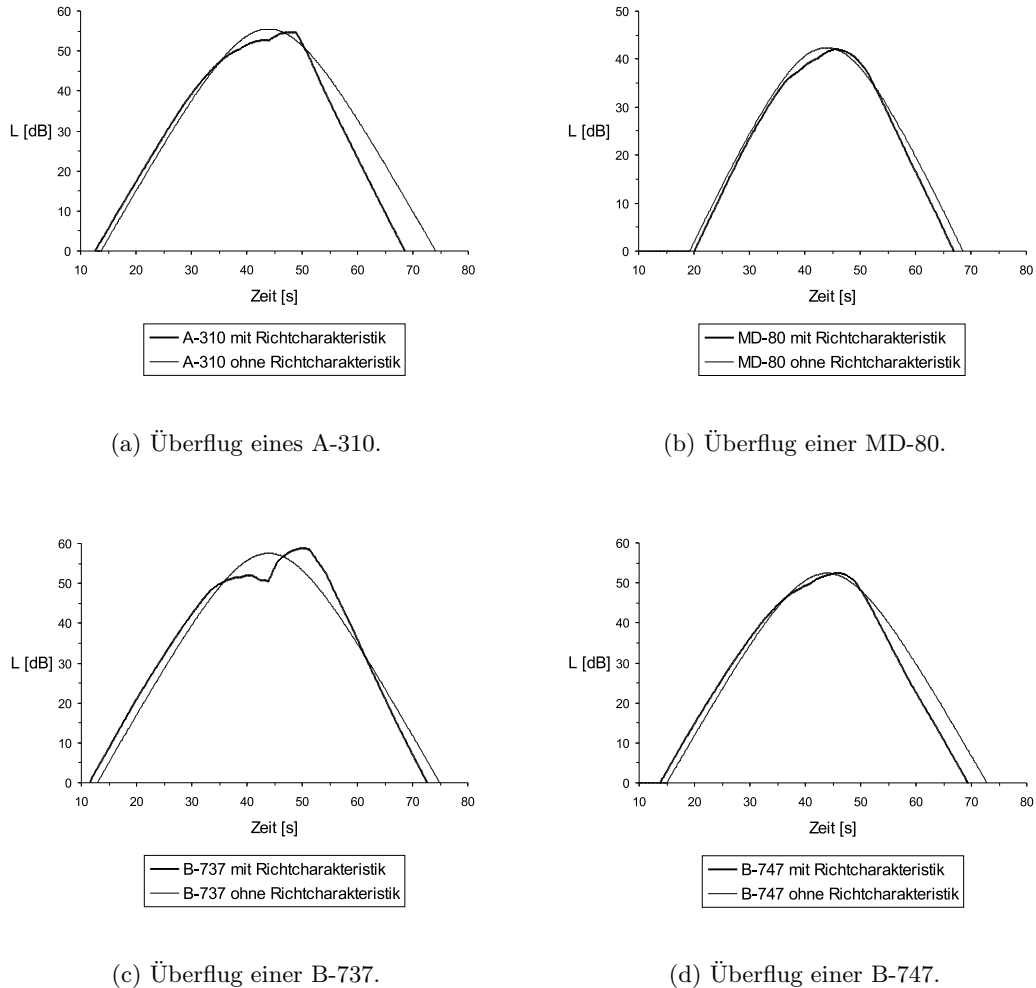


Abbildung 8.5: Der Einfluss von Richtcharakteristiken auf den Schallpegel L und den zeitlichen Verlauf von Überflugereignissen im Vergleich zur kugelsymmetrischen Schallabstrahlung bei unterschiedlichen Flugzeugtypen und Entfernungen.

unter welchem Winkel er abgestrahlt wird - gebildet. In Tabelle 8.4 befindet sich eine Übersicht über Unterschiede zwischen den Simulationsergebnissen der 10 dB-down-time t_{10} und der A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} unter Verwendung einer Richtcharakteristik (mit R) und einer Punktschallquelle (ohne R). Zusätzlich sind die t_{10} -Zeiten eingetragen, wie sie sich bei einer Abschätzung nach Gleichung 7.10 aus Abschnitt 7.3 für unterschiedliche Geschwindigkeiten und Abstände ergeben würden (t_{10} geschätzt).

Dabei wird deutlich, dass es durch die Annahme einer akustischen Punktquelle in Abhängigkeit vom Flugzeugtyp zu einer leichten Über- bzw. Unterschätzung der charakteristischen Lärmdauer kommen kann. Die Maximalpegel hingegen werden dadurch so gut wie nicht beeinflusst. Auch die direkte Abschätzung der 10 dB-down-time erreicht eine recht hohe Genauigkeit gegenüber der tatsächlichen Lärmbelästi-

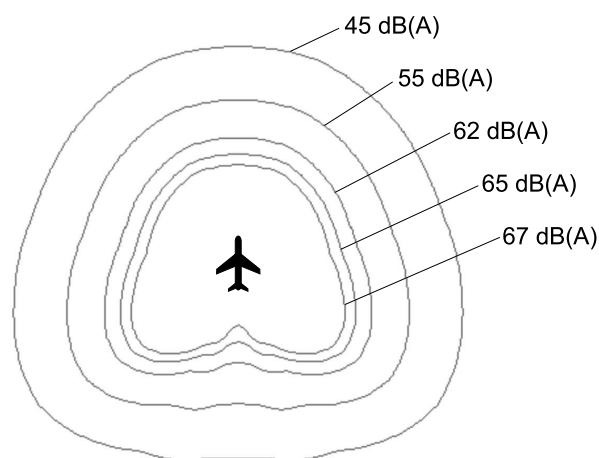


Abbildung 8.6: Darstellung der Fluglärmkontur einer Boeing 747 in Landekonfiguration.

Flugzeug- typ	t_{10} [s] mit R	t_{10} [s] ohne R	t_{10} [s] geschätzt	L_{Amax} [dB] mit R	L_{Amax} [dB] ohne R
A-310	35	39	39	65	65
B-737	61	54	56	67	66
B-747	41	44	44	61	61
MD-80	47	49	50	47	47

Tabelle 8.4: Vergleich von Maximalpegel und 10 dB-down-time bei kugelsymmetrischer Schallabstrahlung (ohne R) und bei Verwendung von Richtcharakteristiken (mit R) (gerundete Werte) bei unterschiedlichen Abständen und Geschwindigkeiten.

gungsdauer. Betrachtet man schließlich den Einzelereignispegel L_{AX} , der die Basis der Flugroutenbelastungskennzahl $FRBK$ darstellt, wird jedoch deutlich, dass sich diese Abweichungen nur gering auswirken.

In Tabelle 8.5 sind die Einzelereignispegel auf der Basis von Simulationen mit einer Richtcharakteristik (mit R), ohne Richtcharakteristik (ohne R) und mit einer direkten Abschätzung der 10 dB-down-time (geschätzt) dargestellt. Es wird deutlich, dass die abgeschätzten Ergebnisse mit den Simulationsergebnissen entweder genau oder mit einer geringen Abweichung übereinstimmen. Lediglich die B-737 älterer Bauart mit ihrer ausgeprägten richtungsabhängigen Abstrahlcharakteristik wird bei der überschlägigen Berechnung um 2 dB unterschätzt.

8.3 Bewertung von 4D-Planer Trajektorien

Die bevölkerungsabhängige Flugroutenbelastungskennzahl $FRBK$ berücksichtigt mehrere Parameter bei der Schallausbreitungsberechnung (Abschnitt 6.7). Dazu gehören die Flughöhe, die Fluggeschwindigkeit sowie ganz allgemein der Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter. Da diese den Schallpegel am Immissionsort beeinflussen, muss ein Bewertungsverfahren die Unterschiede dieser Parameter auch erkennen und

Flugzeug- typ	L_{AX} [dB] mit R	L_{AX} [dB] ohne R	L_{AX} [dB] geschätzt
A-310	77	78	78
B-737	82	80	80
B-747	74	74	74
MD-80	61	61	61

Tabelle 8.5: Vergleich von simulierten und direkt berechneten Einzelereignispegeln L_{AX} für vier verschiedene Flugzeugtypen (gerundete Werte).

korrekt bewerten können.

Die in den folgenden Abschnitten vorgestellten Ergebnisse für die unterschiedlichen Lärmbewertungsverfahren basieren alle auf der in dieser Arbeit entwickelten schnellen Fluglärmabschätzung. Wie die beiden vorhergehenden Abschnitte gezeigt haben, erreicht diese Abschätzung nahezu die gleiche Genauigkeit wie eine vollständige Fluglärmrechnung. Die vollständige Lärmberechnung wird in absehbarer Zeit nicht für einen Echtzeiteinsatz in der Flugführung geeignet sein. In den folgenden Abschnitten wird die Eignung der Fluglärmabschätzung zur Echtzeit-Lärmvorhersage gezeigt.

8.3.1 Berücksichtigung der Flughöhe

Allgemein gilt, dass ein Flugzeug in größerer Höhe unter ansonsten gleichen Bedingungen weniger Lärm am Boden verursacht als ein niedrig fliegendes Flugzeug. Aus diesem Grund muss ein Fluglärmbewertungsverfahren Trajektorien, auf denen ein Flugzeug zumindest abschnittsweise höher fliegt, entsprechend besser bewerten. In Abbildung 8.7 sind für ein einzelnes Flugzeug vier Trajektorien geplant worden, die zunächst alle in der gleichen Flughöhe von 10000 ft verlaufen. Der anschließende Gegenanflug wurde dann mit 8000, 7000, 6000 und 5000 ft geplant, um nach einer Sinkphase auf die Zwischenanflughöhe von 3000 ft zu kommen, von der aus in einer letzten Sinkphase die Landebahnschwelle angefliegen wird. Die Wege über Grund und die Geschwindigkeiten sind in diesem Beispiel bei allen Trajektorien identisch.

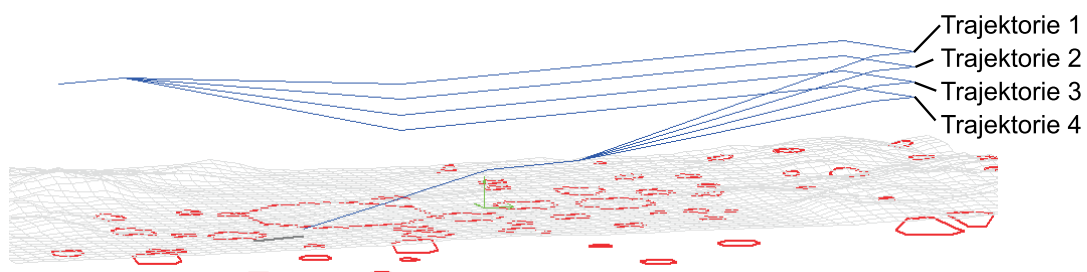


Abbildung 8.7: Vergleich von vier Trajektorien, die in Segmentteilen unterschiedliche Flughöhen haben.

Die Bewertung der vier Trajektorien in Tabelle 8.6 fällt entsprechend ihrer Flughöhe aus, sodass Trajektorie 1 mit dem größten Abstand zum Erdboden den besten Flug-

routenbelastungskennwert bekommt und Trajektorie 4, bei der bereits relativ früh in eine niedrige Höhe gewechselt wird, die entsprechend schlechteste Bewertung erhält. Um einen Eindruck für die akustischen Unterschiede zwischen den vier Trajektorien zu erhalten, wurde neben der *FRBK* auch die mittlere Anzahl an Aufwachreaktionen *AWR* nach einer empirischen Formel der FICON (Abschnitt 6.7) hinzugefügt. Die besten Bewertungen sind zur besseren Orientierung in der Tabelle jeweils fett gedruckt, die schlechtesten kursiv.

Trajektorie Nr.	Zwischen- anflughöhe [ft]	FRBK	AWR
1	8000	8.987	45061
2	7000	9.214	46176
3	6000	9.446	47315
4	5000	<i>9.674</i>	<i>48430</i>

Tabelle 8.6: Bewertung und Aufwachreaktionen der vier Trajektorien aus Abbildung 8.7, die sich hinsichtlich der Zwischenanflughöhe unterscheiden.

8.3.2 Berücksichtigung der Flugroute

Die Flugroute beeinflusst den Abstand zwischen dem Flugzeug als Lärmquelle und den besiedelten Gebieten am Boden. Routen, die unter den gleichen Randbedingungen über unbesiedelte oder dünner bewohnte Bereiche führen, müssen durch die Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* besser bewertet werden, als Strecken über dichter besiedelte Gebiete. In Abbildung 8.8 werden sechs geplante Trajektorien verglichen, die hinsichtlich der Flughöhen und der Fluggeschwindigkeiten identisch sind. Die Ankunftszeiten an der Landebahnschwelle sind jedoch unterschiedlich, da die Flugwege von Trajektorie 1 bis 6 jeweils etwas länger werden.

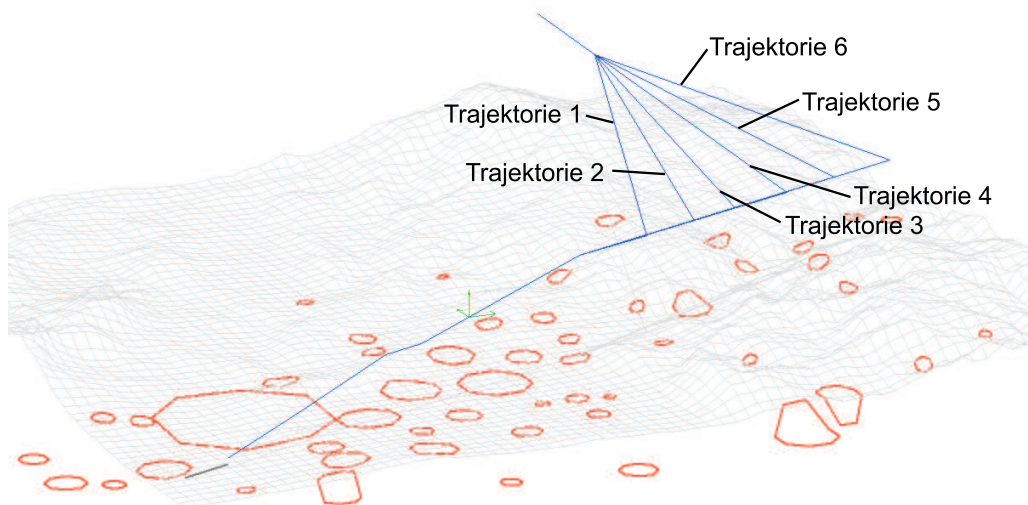


Abbildung 8.8: Sechs geplante Trajektorien, die sich in einem Abschnitt in ihrer Flugroute unterscheiden.

Im vorgestellten Beispiel fächern sich nach einem kurzen Horizontalflug in 8000 ft Höhe die Trajektorien innerhalb eines Fans in sechs unterschiedliche Flugwege auf, in denen das Flugzeug auf eine Höhe von 5000 ft sinkt und dann in den zunächst horizontal verlaufenden Endanflug einschwenkt. Die Fläche des gesamten Betrachtungsgebietes beträgt $72 \cdot 63 \text{ km}^2$ und die Abschnitte der Trajektorien, in denen sich die Routen unterscheiden, führen alle über relativ dünn besiedelte Gebiete.

Trajektorie Nr.	FRBK	AWR
1	6.733	30447
2	6.841	30577
3	6.852	30651
4	6.971	31329
5	6.991	31571
6	6.962	31584

Tabelle 8.7: Bewertung von sechs Trajektorien aus Abbildung 8.8, die sich in einem Abschnitt hinsichtlich ihrer Flugroute unterscheiden.

Die Bewertung mit der *FRBK* ist in Tabelle 8.7 zusammengestellt. Es zeigt sich, dass Trajektorie 1 die geringsten Belästigungen verursachen würde. Sie verläuft zwar im nördlichen Abschnitt direkt über die Ortschaft Kefenrod, doch befindet sich das Flugzeug hier noch in einer großen Höhe, sodass die Lärmbelastung noch relativ gering ist (Abbildung 8.9). Trajektorie 6 geht innerhalb des Fans über keine größere Ortschaft, doch der niedrige Überflug von Bad Orb verschlechtert sowohl für diese als auch für Route 5 die Bewertung. Trajektorie 3 führt innerhalb des Fans ebenfalls über keine Ortschaft, doch macht sich hier genauso wie bei Trajektorie 2 der Überflug über die Ortschaft Gelnhausen negativ in der Bewertung bemerkbar. In diesem Fall ist die kürzeste Route also auch die Strecke mit der geringsten zu erwartenden Fluglärmbelastung.

Für eine akustische Einordnung der zu erwartenden Lärmbelastungen wurden auch die mittleren Anzahlen an Aufwachreaktionen *AWR* nach FICON (Abschnitt 6.7) in die Tabelle eingefügt. Beim Vergleich der *FRBK* und den *AWR* fallen die unterschiedlichen Bewertungen der Trajektorien 4, 5 und 6 auf. Wird nur die Anzahl der Aufwachreaktionen betrachtet, ist die sechste Trajektorie die lauteste, die bei der Flugroutenbelastungskennzahl hingegen als viertbeste Alternative angesehen wird. Dieser Unterschied wird durch den bevölkerungsdichteabhängigen Gleichwertigkeitsfaktor verursacht, der berücksichtigt, dass in größeren Städten üblicherweise auch ein höherer Hintergrundlärm herrscht.

8.3.3 Berücksichtigung der Fluggeschwindigkeit

Die Geschwindigkeit geht nur indirekt in die Fluglärmbewertung ein, da sich durch einen schnelleren Überflug die charakteristische Lärmbelastungsdauer t_{10} (Abschnitt 5.5), die einen deutlichen Einfluss auf die verwendeten Einzelereignispegel hat, reduziert. Um die Auswirkungen unterschiedlicher Fluggeschwindigkeiten auf die Flugroutenbelastungskennzahl zu ermitteln, wurden vier einzelne 4D-Planer Trajektorien für

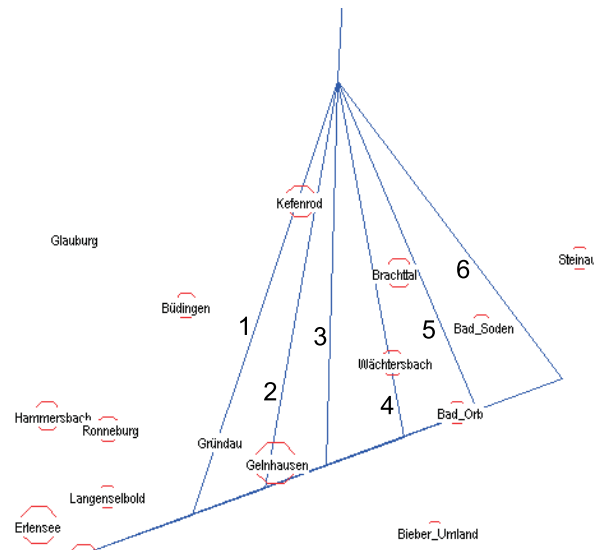


Abbildung 8.9: Sechs geplante Trajektorien, die sich in einem Abschnitt in ihrer Flugroute unterscheiden und die betroffenen Ortschaften.

einen Airbus verwendet, die in einzelnen Abschnitten unterschiedliche Geschwindigkeiten aufweisen (Abbildung 8.10).

Dazu wurden die Geschwindigkeiten im Gegenanflugsegment (Flugrichtung entgegen der Landerichtung) variiert. In Trajektorie 1 wurde das Flugzeug in diesem Bereich von anfänglich 300 auf 200 kn abgebremst, bei Trajektorie 2 kam das Flugzeug zunächst mit 400 kn an und musste in diesem Abschnitt seine Geschwindigkeit auf 220 kn abbremmen. In der dritten Variation wurde das Flugzeug gleich zu Beginn mit 220 kn herangeführt und musste dann nur noch auf 200 kn reduzieren. In der vierten Trajektorie wurde ein Flugzeug von zunächst 250 auf 220 kn gebremst.

Trajektorie Nr.	Geschwindigkeit im Gegenanflug [kn]	FRBK	AWR
1	300 → 200	8.514	19519
2	400 → 220	8.234	18929
3	220 → 200	8.627	19857
4	250 → 220	8.438	19411

Tabelle 8.8: Bewertung von vier Trajektorien aus Abbildung 8.10, die sich in einigen Bereichen hinsichtlich der Fluggeschwindigkeit unterscheiden.

Der Vergleich in Tabelle 8.8 zeigt, dass der absolute Einfluss der Geschwindigkeit auf die Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* sehr deutlich ist und die Fluggeschwindigkeit mit der Bewertung direkt korreliert. Je schneller ein Flugzeug ein besiedeltes Gebiet überfliegt, desto kürzer ist die Belastungsdauer und damit die 10 dB-down-time und desto geringer ist auch der Einzelereignispegel L_{AX} , auf dem sowohl die Flugroutenbelastungskennzahl als auch die abgeschätzte Anzahl an Aufwachreaktionen basieren.

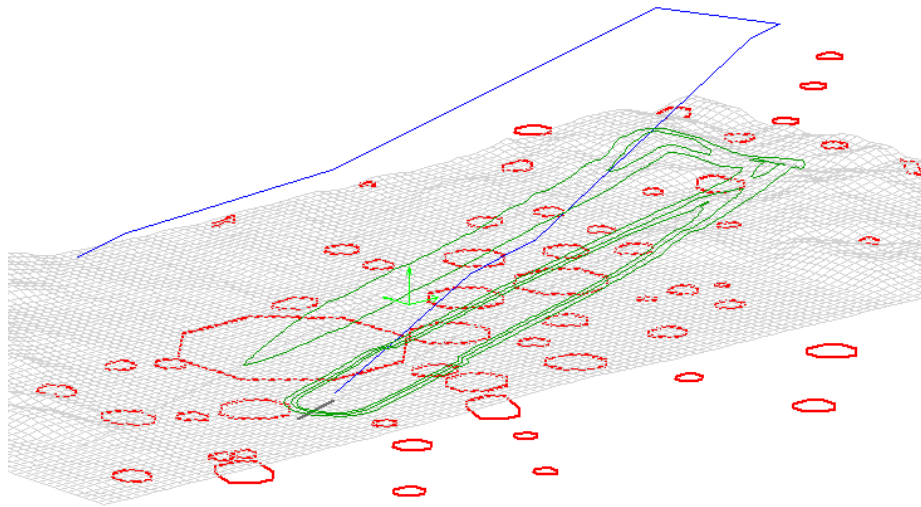


Abbildung 8.10: Vergleich von vier Trajektorien, die sich in ihrer Route nicht unterscheiden, bei denen jedoch in den ersten Abschnitten unterschiedliche Fluggeschwindigkeiten geplant wurden.

8.3.4 Berücksichtigung des Flugzeugtyps

Neben Flughöhe, Route und Geschwindigkeit hat in der Fluglärmsimulation auch der Flugzeugtyp einen Einfluss auf die Lärmbelastung am Boden. Unterschiedliche Flugzeugtypen verursachen in Abhängigkeit von Art und Anzahl ihrer Triebwerke und der Bauweise ihres Rumpfes unterschiedliche Schallpegel. Bei der bevölkerungsabhängigen Fluglärmbewertung mithilfe der Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* werden zwar ausschließlich Trajektorien für jeweils einen Flugzeugtyp miteinander verglichen, doch soll hier untersucht werden, ob der Typ nicht nur einen zu erwartenden Einfluss auf die Größe der Kennzahl hat, sondern auch auf die Bewertungsreihenfolge. Dazu wurden in einem ersten Beispiel die sechs Flugrouten aus Abbildung 8.9 mit den beiden Flugzeugklassen 6 und 12 nach AzB [4] bewertet. Die Ergebnisse und der entsprechende Rang, den die jeweilige Trajektorie bekommen hat, befinden sich in den Tabellen 8.9 und 8.10. Die besten Bewertungen sind zur besseren Orientierung in den Tabellen wiederum fett gedruckt, die schlechtesten kursiv.

Trajektorie	FRBK	Rang	AWR	Rang
1	3.933	1	12830	1
2	4.029	3	13046	3
3	4.023	2	13041	2
4	4.123	5	13362	4
5	<i>4.145</i>	6	<i>13490</i>	6
6	4.116	4	13456	5

Tabelle 8.9: Bewertung der sechs geplanten Trajektorien aus Abbildung 8.9 mit der *FRBK* für die Flugzeugklasse 6 nach AzB [4].

Beim Vergleich der beiden Tabellen mit den Bewertungen der Flugzeugklassen 6 und 12 durch die Flugroutenbelastungskennzahl zeigt sich, dass zwar in beiden Fällen die erste Trajektorie die beste und die fünfte Trajektorie die schlechteste Alternative darstellen, doch innerhalb der Bewertungsfolge gibt es zwischen der zweiten und der dritten Trajektorie einen Reihenfolgetausch. Mit einem Flugzeug der Lärmklasse 6 stellt die dritte Route eine günstigere Variante dar als die zweite, bei einem Anflug eines Vertreters der Fluglärmklasse 12 hingegen ist die zweite Route die schlechtere Alternative gegenüber der dritten.

Trajektorie	FRBK	Rang	AWR	Rang
1	8.990	1	29715	1
2	9.169	2	30130	2
3	9.187	3	30168	3
4	9.374	5	30820	4
5	<i>9.420</i>	6	<i>31080</i>	6
6	9.368	4	31047	5

Tabelle 8.10: Bewertung der sechs geplanten Trajektorien aus Abbildung 8.9 mit der *FRBK* für die Flugzeugklasse 12 nach AzB [4].

Interessant ist dabei auch ein Reihenfolgevergleich der Häufigkeiten der Aufwachreaktionen bei Verwendung dieser Trajektorien. Wie bei der *FRBK* stellen bei den *AWR* auch die erste und die fünfte Variante jeweils die leiseste und die lauteste Route dar. Doch obwohl die *FRBK* auf den Aufwachreaktionen beruht, sind die Bewertungsreihenfolgen der vierten und der sechsten Trajektorie sowohl bei der Lärmklasse 6 als auch bei der Klasse 12 vertauscht. Dieser Unterschied kommt durch zwei Faktoren bei der Berechnung der Flugroutenbelastungskennzahl zustande. Zum einen berücksichtigt die *FRBK* Schallpegel erst oberhalb von 30 dB (Abschnitt 6.7), die Aufwachreaktionen hingegen setzen bereits bei Schallpegeln von 20 dB ein (Abschnitt 6.6). Der zweite Grund für die unterschiedliche Bewertung liegt im bevölkerungsabhängigen Gleichgewichtsfaktor bei der Berechnung der *FRBK*, der dafür sorgt, dass die Einwohner in größeren Städten, die allgemein einen höheren Hintergrundpegel haben, im allgemeinen weniger empfindlich auf die Belastung durch Fluglärm reagieren. Aus diesem Grund sollten Trajektorien nach Möglichkeit in Abhängigkeit von der Lärmklasse bewertet werden.

8.3.5 Zusammenfassende Bewertung von Trajektorien

Generiert der 4D-Planer Trajektorien für ein ankommendes Flugzeug, so unterscheiden sich diese üblicher Weise nicht nur hinsichtlich eines einzigen Parameters, sondern differieren bei der Route, den Flughöhen und der Geschwindigkeit. Dies hängt unter anderem auch von der Zielsetzung ab, unter der die Trajektorien generiert werden. So ist es möglich, dass alle Trajektorien das Flugzeug zu einem bestimmten Zeitpunkt an die Schwelle führen, die Reihenfolge durch die Ankunftszeiten bereits festgelegt ist oder die Landereihenfolge entsprechend der Gewichtsklassen optimiert werden soll.

In Abbildung 8.11 sind vier unterschiedliche Trajektorien dargestellt, die als innerhalb eines gegebenen Verkehrskontextes mögliche Anflugstrecken alle Randbedin-

gungen erfüllen, sich hinsichtlich der Streckenführung allerdings deutlich voneinander unterscheiden.

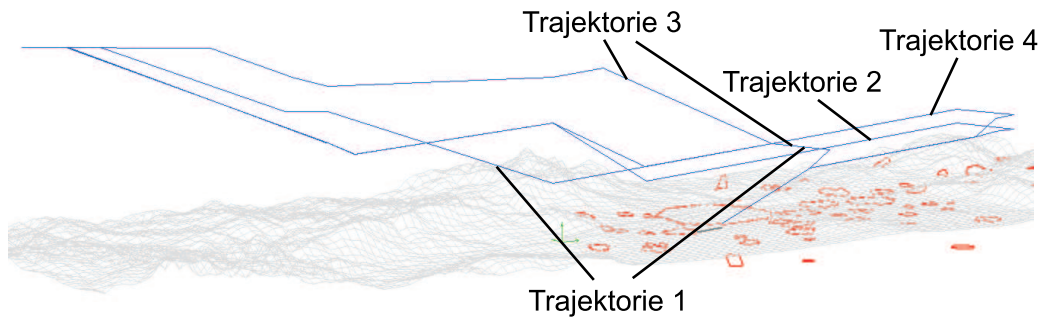


Abbildung 8.11: Vergleich von vier möglichen Trajektorien für einen Landeanflug, die sich hinsichtlich der Route, Flughöhe und der Geschwindigkeit unterscheiden.

Die Bewertung der einzelnen Trajektorien mit der Flugroutenbelastungskennzahl für ein Flugzeug der Lärmklasse 6 nach AzB [4] ist in Tabelle 8.11 dargestellt. Dabei wird deutlich, dass die Länge der Flugstrecke in niedrigen Höhen der entscheidende Faktor des Belästigungsgrades bei einem Anflug ist. Die Trajektorien 2 und 4, die über die Trombonen zunächst in einen weitläufigen Gegenanflug geschickt werden, bekommen eine deutlich schlechtere Bewertung als die Trajektorien 1 und 3. Trajektorie 2 stellt sich insgesamt als die lärmintensivste Variante heraus, da sie bereits sehr früh in eine niedrige Flughöhe einschwenkt und auf diesem Weg eine große Anzahl von Ortschaften überfliegt. Trajektorie 3 hingegen, auf der sich das Flugzeug nur sehr kurz im Gegenanflug aufhält und zusätzlich noch sehr lange in großen Flughöhen verläuft, bekommt eine deutlich bessere Beurteilung als Trajektorie 1. Wenn der 4D-Planer den Fluglärm berücksichtigen würde, würde er also in diesem Fall dem Fluglotsen die dritte Variante als günstigsten Anflug vorschlagen.

Trajektorie Nr.	FRBK	AWR
1	3.571	19359
2	4.750	24475
3	3.157	16999
4	4.611	23735

Tabelle 8.11: Bewertung von vier geplanten Trajektorien für einen Landeanflug auf den Frankfurter Flughafen.

Auch bei der Betrachtung der Aufwachreaktionen *AWR* nach einer Berechnung der FICON (Abschnitt 6.7) für die vier Trajektorien wird deutlich, wie groß die akustischen Unterschiede zwischen den einzelnen Anflügen sind. Bei einem Anflug entlang von Trajektorie 2 wachen demnach fast die Hälfte mehr Menschen auf wie bei einem Flug entlang der dritten Trajektorie.

8.4 Vergleich unterschiedlicher Belastungskennzahlen

Das Ergebnis einer Fluglärmbewertung wird neben den Parametern Entfernung und Flughöhe, Geschwindigkeit und Flugzeugtyp auch vom verwendeten Belastungskennwert beeinflusst. In Abhängigkeit von der Art und der Gewichtung der Parameter kann die Auswahl einer „lärmgünstigsten“ Trajektorie durchaus variieren. Für den Vergleich unterschiedlicher Bewertungsmethoden wird in Abbildung 8.12 ein Beispiel mit vier Trajektorien und zwei Städten verwendet, wie es ähnlich von Jacobsen und Melton für den Vergleich von Kennwerten vorgeschlagen wurde [77]. Die Städte im Norden und Süden haben 8000 bzw. 2000 Einwohner und die horizontal verlaufenden Trajektorien führen in einem konstanten Abstand an ihnen vorbei. Die Kennzahlen wurden für ein AzB-Klasse 6 Flugzeug [4] in einer Flughöhe von 1000 m berechnet. Bei den betrachteten Kennzahlen handelt es sich um die Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* (Abschnitt 6.7), das Fluglärmbewertungsmaß *FB2* (Abschnitt 6.4), die Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm *BFL* (Abschnitt 6.5), den Noise Impact Index *NII* (Abschnitt 6.2), den Level-Weighted Population-Index *LWP* (Abschnitt 6.1) sowie um den Highly Annoyed Population Number-Index *HAPN* (Abschnitt 6.3).

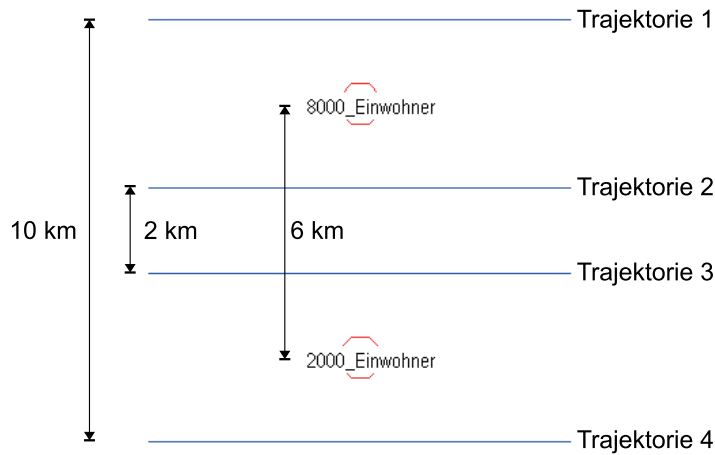


Abbildung 8.12: Beispiel mit vier Trajektorien, um unterschiedliche bevölkerungsabhängige Fluglärmbelastungsverfahren miteinander zu vergleichen.

Darüber hinaus werden die Belastungskennzahlen mit der Aufwachhäufigkeit *AWR* der FICAN (Abschnitt 6.6), dem Maximalpegel L_{Amax} (Abschnitt 5.4) und dem Einzelereignispegel L_{AX} (Abschnitt 5.6.2) verglichen. Bei diesen drei Werten handelt es sich nicht direkt um Belastungskennzahlen, doch werden hier nach Gleichung 8.2 Mittelwerte für das Betrachtungsgebiet berechnet und den anderen Kennwerten gegenüber gestellt.

$$B_{ges} = \frac{1}{E_{ges}} \sum_{i=1}^N E_i \cdot B_i \quad (8.2)$$

B_{ges} : Bevölkerungsabhängige Belastungskennzahl für eine Trajektorie
 E_{ges} : Anzahl Einwohner im Betrachtungsgebiet
 N : Anzahl Gitterpunkte
 E_i : Anzahl Einwohner am i -ten Gitterpunkt
 B_i : Belastungswert am i -ten Gitterpunkt

Dazu werden die mit den Einwohnern multiplizierten Belastungswerte über alle Gitterpunkte summiert und daraus eine einfache Kennzahl gebildet. Diese könnte als eine Art durchschnittliche Belastung pro Einwohner bezeichnet werden. Der Maximalpegel steht hier für eine Kennzahl, die ausschließlich auf dem größten Schalldruckpegel basiert, durch den die Einwohner betroffen sind. Der Einzelereignispegel berücksichtigt darüber hinaus auch die Lärmbelastungsdauer und die Aufwachreaktion beschreibt die Anzahl an Menschen, die durch den jeweiligen Überflug im Mittel aufwachen würden und steht damit für eine Kennzahl, die mit dem Schallpegel überproportional anwächst.

Die Ergebnisse der Fluglärmbewertungen sind in Tabelle 8.12 zusammengefasst. Zur besseren Vergleichbarkeit wurde ein Mindestlärmwert von 30 dB festgelegt, ab dem die Bevölkerung als fluglärmbeeinträchtigt angesehen und damit bei der Berechnung berücksichtigt wird. Für alle Kennzahlen gilt: Je kleiner der absolute Wert, desto besser ist die Bewertung. Die besten Bewertungen sind zur besseren Orientierung in den Tabellen wiederum fett gedruckt, die schlechtesten kursiv.

Traj.	<i>FRBK</i>	<i>AWR</i>	<i>FB2</i>	<i>BFL</i>	<i>NII</i>	<i>LWP</i>	<i>HAPN</i>	<i>L_{Amax}</i>	<i>L_{AX}</i>
1	3.979	135	8.47	3.660	4.787	0.048	12.951	44.38	61.98
2	<i>4.962</i>	<i>149</i>	<i>10.31</i>	<i>4.035</i>	<i>5.082</i>	<i>0.051</i>	<i>13.524</i>	<i>52.68</i>	<i>66.38</i>
3	4.272	98	9.46	2.412	2.420	0.024	5.530	44.28	59.05
4	2.712	43	2.12	0.915	1.237	0.012	3.238	11.09	41.44

Tabelle 8.12: Vergleich von neun bevölkerungsabhängigen Fluglärmbelastungskennzahlen für das Beispiel in Abbildung 8.12.

Die Werte zeigen, dass nur einige Belastungskennzahlen einer Klassifizierung folgen, die man intuitiv erwarten würde. Die Trajektorie 4 wird dabei als die günstigste Variante eingestuft. Von Trajektorie 2 sind sowohl die nördliche als auch, wenn auch etwas weniger stark, die südliche Ortschaft betroffen, sodass sie durchweg als die ungünstigste Variante betrachtet wird. Bei den Bewertungen der ersten und der dritten Trajektorie hingegen gibt es deutliche Unterschiede: Im Gegensatz zu allen anderen Verfahren bewerten sowohl die *FRBK* als auch *FB2* die erste Trajektorie besser als die dritte Route. Die übrigen Maße hingegen bewerten die Trajektorien 3 und 2 besser als die außen liegenden Varianten. Bei der Flugroutenbelastungskennzahl kommt dies wiederum durch die höhere Gewichtung kleinerer Ortschaften zustande, da hier davon ausgegangen wird, dass die Lärmbelastung mit einem bestimmten Schallpegel stärker belästigend wirkt als in einer größeren Stadt, in der der Hintergrundpegel allgemein höher ist. Dies wird insbesondere beim Vergleich der *FRBK* mit dem *L_{AX}*, auf dem die Flugroutenbelastungskennzahl basiert, deutlich. Beim Einzelereignispegel wird die Trajektorie 3 der 1 vorgezogen, bei der *FRBK* ist es umgekehrt.

Ebenfalls eine andere Reihenfolge wird durch das Fluglärmbewertungsmaß *FB2* ermittelt. Durch die Addition der Konstante am Ende von Gleichung 6.11 wird die

Anzahl der betroffenen Menschen gegenüber der tatsächlichen Höhe der Lärmbelastung stärker berücksichtigt, sodass 10000 betroffene Menschen stärker wiegen als 8000, auch wenn diese im Durchschnitt etwas höheren Belastungen ausgesetzt werden. Damit erreichen sowohl das Fluglärmbewertungsmaß als auch die Flugroutenbelastungskennzahl das ursprüngliche Ziel des Noise Impact Index einer gleichmäßigen Verteilung des Lärms über die Bevölkerung im Betrachtungsgebiet etwas besser, doch bleibt es schwierig, einen geeigneten Wert für die ausschlaggebende Konstante beim *FB2* zu finden.

Bemerkenswert ist noch, dass die Bewertung mithilfe des einfachen Maximalpegels für die erste und die dritte Trajektorie nahezu identische Ergebnisse liefert, wohingegen bei anderen Verfahren wie beispielsweise dem *HAPN* die Bewertungskennzahlen dieser beiden Trajektorien um mehr als den Faktor 2 auseinander liegen können.

8.4.1 Der Einfluss der Lärmbelastungsdauer

Die Lärmbelastungsdauer, die von der Fluggeschwindigkeit, dem Abstand zwischen Flugzeug und Beobachter und den meteorologischen Bedingungen abhängig ist, sollte bei einem bevölkerungsabhängigen Bewertungsmaß berücksichtigt werden. Um den Einfluss der Belastungsdauer auf die Kennwerte vergleichen zu können, wurde der Landeanflug aus Abschnitt 8.3.3 und Abbildung 8.10 mit einem Flugzeug der Fluglärmklasse 6 nach AzB [4] unter den Bedingungen der Standardatmosphäre simuliert. Diese vier Trajektorien haben die gleiche Flugroute und unterscheiden sich ausschließlich durch ihre Geschwindigkeit in einigen Abschnitten des Gegenanfluges. Die Ergebnisse dieser Bewertung sind in Tabelle 8.13 zusammengefasst.

Traj.	Geschwindigkeit [kn]	<i>FRBK</i>	<i>FB2</i>	<i>BFL</i>	<i>HAPN</i>	L_{Amax}
1	300 → 200	8.514	136.37	3.315	11.380	37.65
2	400 → 220	8.234	135.79	3.157	11.380	37.65
3	220 → 200	8.627	136.64	3.378	11.380	37.65
4	250 → 220	8.438	136.23	3.251	11.380	37.65

Tabelle 8.13: Vergleich des Einflusses der Belastungsdauer auf einige bevölkerungsabhängige Fluglärmbelastungskennzahlen für das Beispiel in Abbildung 8.10.

Die mit dem A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} und dem darauf basierenden *HAPN* berechneten Kennwerte machen zwischen den unterschiedlichen Geschwindigkeiten der Überflüge keinen Unterschied, da hier die Belastungsdauer in Form einer charakteristischen Dauer wie der 10 dB-down-time oder der effektiven Dauer nicht berücksichtigt wird. Die Flugroutenbelastungskennzahl, das Lärmbewertungsmaß 2 und die Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm honorieren gleichermaßen, dass die charakteristische Belastungsdauer mit der Fluggeschwindigkeit sinkt und bewerten entsprechend Trajektorie 2 am besten, gefolgt von der 4 und der 1.

Interessant ist dabei die Bewertungsreihenfolge des Lärmbewertungsmaßes *FB2*. Dies basiert zwar ebenso wie der *HAPN* auf dem geschwindigkeitsunabhängigen Maximalpegel L_{Amax} , doch enthält es zur Berücksichtigung der Belastungsdauer einen auf der 10 dB-down-time basierenden Korrekturterm in seiner Berechnungsvorschrift (Abschnitt 6.4), der für eine Unterscheidung bei der Überfluggeschwindigkeit sorgt.

8.4.2 Die Bewertung lärmreduzierender Anflugverfahren

Die Lärmbewertung von Trajektorien ist primär in den Abschnitten eines Landeanfluges wichtig, in denen ein Fluglotse noch einen Einfluss auf die Streckenführung des Flugzeugs hat. Lassen es das aktuelle Verkehrsaufkommen, das Wetter und der Flugzeugtyp zu, können für ein ankommendes Flugzeug neben dem heute üblichen Low Drag - Low Power-Verfahren auch andere lärmreduzierende Anflugverfahren geplant werden. Diese Verfahren müssen von den bevölkerungsabhängigen Bewertungsverfahren erkannt und entsprechend berücksichtigt werden.

Um das Verhalten der unterschiedlichen Belastungskennzahlen zu überprüfen, wurden für Anflüge eines Flugzeugs der Lärmklasse 6 nach AzB [4] auf den Frankfurter Flughafen nach dem Verfahren von Stump sechs hochauflösende Trajektorien generiert [135]. Bei den ersten drei Anflügen handelt es sich jeweils um einen Low Drag - Low Power-Anflug (LDLP), einen Continuous Descent Approach (CDA) und um einen Steep Approach (SA) (vgl. Abschnitt 2.2). Nach einem kurzen Gegenanflug auf der Nordtrombone dreht das Flugzeug auf das Final ein und fliegt einen der Prozedur entsprechenden Anflug auf die Landebahn 25R (Abbildung 8.13). Nach Fluglärmsimulationen reduziert sich die bevölkerungsunabhängige Lärmbelastung und damit auch die Fläche der Fluglärmkonturen in Abhängigkeit vom Landeverfahren in der Reihenfolge LDLP, CDA und SA [62].

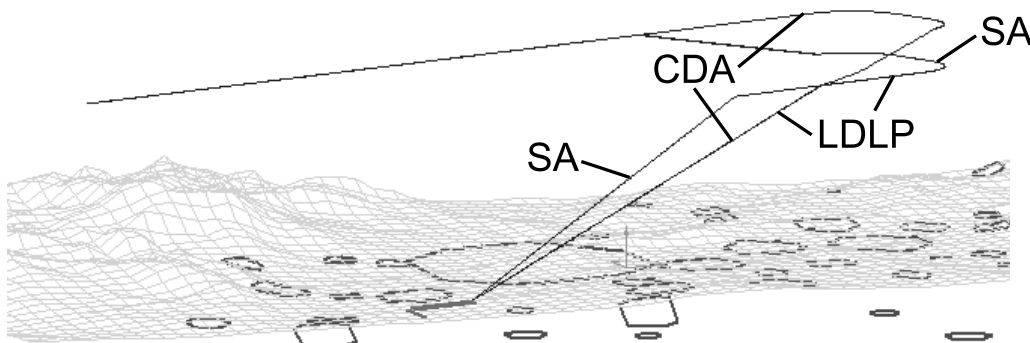


Abbildung 8.13: Generierte Anflüge auf den Frankfurter Flughafen mit den lärmreduzierenden Anflugverfahren LDLP (Low Drag - Low Power), CDA (Continuous Descent Approach) und SA (Steep Approach) bei einem kurzen Gegenanflug.

In Tabelle 8.14 sind die Ergebnisse für die lärmreduzierenden Anflugverfahren einiger Bewertungskennzahlen zusammengefasst. Es zeigt sich, dass alle Kennzahlen die Verkleinerung der Fluglärmkonturen durch die Anwendung der lärmreduzierenden Verfahren wie erwartet wiedergeben. Die besten Bewertungen sind zur besseren Orientierung in den Tabellen wiederum fett gedruckt, die schlechtesten kursiv.

Der Grund für das bessere Abschneiden des SA gegenüber einem CDA wird erst bei einer genaueren Analyse der Anflüge in den Abbildungen 8.13 und 8.14 deutlich. Beim Steep Approach erhöht sich zwar durch den steileren Anflugwinkel im Endanflug der Abstand zwischen Flugzeug und betroffener Bevölkerung, doch geht ein Flugzeug bei dieser Prozedur üblicherweise bereits auf dem Gegenanflug auf eine niedrigere Zwischenanflughöhe als beim CDA. Dies betrifft hier insbesondere die Ortschaften Er-

Anflugverfahren	<i>FRBK</i>	<i>AWR</i>	<i>FB2</i>	<i>NII</i>	L_{Amax}	L_{AX}
LDLP	2.787	13177	1145.9	2.674	31.92	45.37
CDA	2.753	13058	1144.0	2.626	31.81	45.28
SA	2.699	12670	1130.2	2.438	31.28	45.04

Tabelle 8.14: Vergleich der Bewertungen der lärmreduzierenden Anflugverfahren LDLP (Low Drag - Low Power), CDA (Continuous Descent Approach) und SA (Steep Approach) bei einem kurzen Gegenanflug.

lensee und auch ein wenig Bruchköbel, die in diesem Fall beim SA ungefähr 100 m niedriger überflogen werden als beim CDA. Dadurch werden die Lärmverbesserungen, die durch den SA im Bereich der Ortschaft Offenbach erreicht werden, teilweise wieder kompensiert. Dazu kommt, dass durch den etwas steileren Anflugwinkel die Wirksamkeit der Bodendämpfung insbesondere auf den letzten Kilometern des Landeanfluges herabgesetzt wird. Dieser Effekt ist zwar nicht sehr groß, doch leben im Frankfurter Raum viele Menschen in den betroffenen Gebieten. Die bessere Bewertung des SA wird in diesen Beispielen hauptsächlich durch das spätere Ausfahren des Fahrwerks erreicht, dass mit einer deutlichen Schuberrhöhung und damit auch mit einer erhöhten Schallpegelemission verbunden ist. Auch hier leben viele Menschen gerade in dem Abstand zur Landebahnschwelle, der von einem später gesetzten Fahrwerk deutlich profitiert.

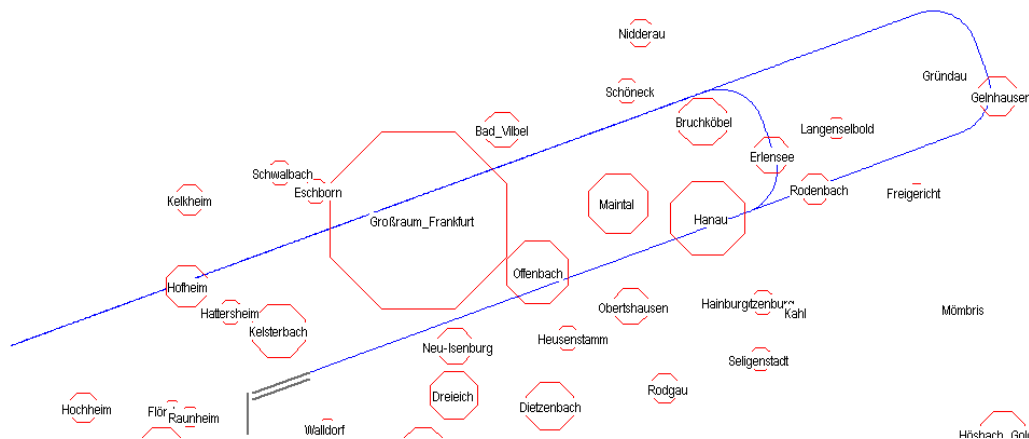


Abbildung 8.14: Streckenführung von generierten Anflügen auf den Frankfurter Flughafen mit lärmreduzierenden Anflugverfahren mit einem kurzem Gegenanflug über Erlensee und langem über Gelnhausen.

Erfolgt der Landeanflug innerhalb der Nordtrombone über eine längere Strecke im Gegenanflug bevor ein Flugzeug auf das Final einschwenkt, kommt es bei ansonsten gleichen Bedingungen zur gleichen Bewertungsreihenfolge (Abbildung 8.15).

Innerhalb des ausgezogenen Trombonenanfluges bietet der CDA gegenüber den drei oberen Varianten mit einem kurzen Gegenanflug beim Überflug der Ortschaft Gelnhausen keine Lärmverbesserung, da alle drei Anflugvarianten in diesem Bereich in 5000 ft Höhe erfolgen. Nur Rodenbach profitiert ein wenig davon, dass der Sinkflug beim SA nicht über, sondern erst hinter der Ortschaft begonnen wird.

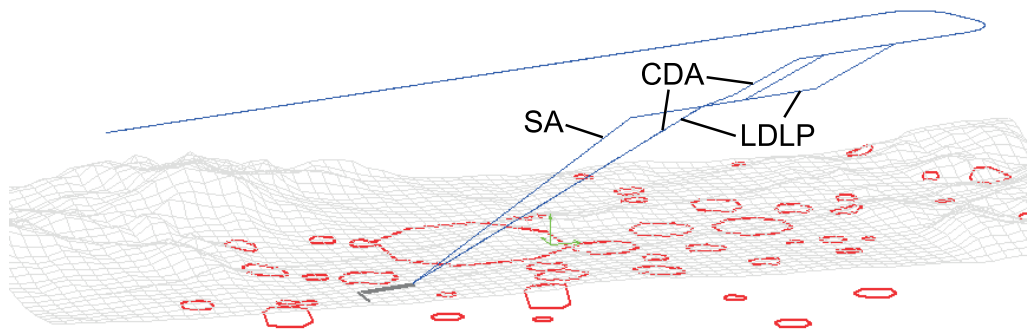


Abbildung 8.15: Generierte Anflüge auf den Frankfurter Flughafen mit den lärmreduzierenden Anflugverfahren LDLP (Low Drag - Low Power), CDA (Continuous Descent Approach) und SA (Steep Approach) bei einem langen Gegenanflug.

Wie bei den weiter oben beschriebenen Bewertungen beurteilen auch hier die Bewertungsmaße den Steilanflug SA als lärmungünstigste Trajektorie, gefolgt von CDA und LDLP. Auch hier macht sich beim SA das spätere Ausfahren des Fahrwerks positiv bemerkbar.

Anflugverfahren	<i>FRBK</i>	<i>AWR</i>	<i>FB2</i>	<i>NII</i>	<i>L_{Amax}</i>	<i>L_{AX}</i>
LDLP	2.931	13949	1203.7	2.713	33.61	47.79
CDA	2.914	13896	1202.3	2.689	33.53	47.77
SA	2.846	13477	1188.1	2.501	32.98	47.50

Tabelle 8.15: Vergleich der Bewertungen der lärmreduzierenden Anflugverfahren LDLP (Low Drag - Low Power), CDA (Continuous Descent Approach) und SA (Steep Approach) bei einem langen Gegenanflug.

Bei der Betrachtung der vorgestellten Ergebnisse sollte immer berücksichtigt werden, dass diese Werte nur für diese Flugzeugklasse, diese meteorologischen Bedingungen und genau die hier verwendeten Trajektorien gelten. Kleine Variationen können dabei eine deutliche Veränderung bei der Bewertung bewirken, sodass die Bewertungsreihenfolge der herangezogenen lärmreduzierenden Anflugverfahren verändert wird. Neben der Streckenführung haben beispielsweise die Positionen, ab denen ein Flugzeug vom Horizontalflug in den Sinkflug übergeht oder seine Geschwindigkeit verändert, einen Einfluss auf die Bewertung. Die Ergebnisse besitzen also keine Allgemeingültigkeit für die betrachteten lärmreduzierenden Anflugverfahren. Sie zeigen aber, dass neben den Flugparametern auch die Besiedlungsstruktur unterhalb einiger Trajektorienabschnitte einen Einfluss auf die Beurteilung der Wirksamkeit dieser Anflugverfahren haben kann.

8.4.3 Der Einfluss eines Grenzwertpegels

Der Wahrnehmungs- und der Belästigungsgrad von Geräuschen hängt sowohl vom Schallpegel des Lärms als auch vom Pegel der Umgebungsgeräusche ab, bei denen der Lärm wahr genommen wird. Um diese Unterscheidungen zu berücksichtigen, be-

trachten viele bevölkerungsabhängige Belastungskennzahlen Schallpegel erst oberhalb eines definierten Grenzwertes (Kapitel 6). So berücksichtigen der Noise Impact Index *NII*, der Level-Weighted Population-Index *LWP* und der Highly Annoyed Population Number-Index *HAPN* Schallpegel erst ab einer Schallpegel von 55 dB des A-bewerteten äquivalenten Tag/Nacht Dauerschallpegels L_{Adn} . Die Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm *BFL* gibt zwar explizit keinen Grenzwertpegel an, ab dem er angewendet wird, doch durch die Berechnung über die Lautheit \mathcal{L} werden erst Pegel oberhalb von 40 dB im nennenswerten Umfang berücksichtigt. Ähnlich ist es bei der Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK*, die auf der Aufwachhäufigkeit *AWR* der FICON basiert und erst Werte oberhalb von 30 dB den Einfluss des Fluglärms berücksichtigt. Das Fluglärmbewertungsmaß *FB2* und die beiden Bewertungskennzahlen basierend auf dem A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} und dem Einzelereignispegel L_{AX} berücksichtigen hingegen alle Schallpegel oberhalb von 0 dB.

Im Rahmen dieser Arbeit durchgeführte Untersuchungen haben gezeigt, dass die Verwendung eines Grenzwertpegels, ab dem von einer Belästigung durch Fluglärm ausgegangen wird, nicht nur einen Einfluss auf die absoluten Werte der Kennzahlen hat, sondern sich auch auf die Reihenfolge, mit der Trajektorien klassifiziert werden, auswirken kann. Dazu werden hier die Bewertungen durch die fünf Kennzahlen *FRBK*, *FB2*, *NII*, L_{Amax} und L_{AX} jeweils mit den Grenzwerten 0 dB, 30 dB, 40 dB und 55 dB vorgestellt. Grundlage der Bewertungen sind die in Abbildung 8.12 dargestellten vier Trajektorien, die sich innerhalb eines Flugabschnittes hinsichtlich der Route unterscheiden. Sie wurden hier für ein Flugzeug der Lärmklasse 6 nach AzB [4] unter atmosphärischen Standardbedingungen berechnet. Die besten Bewertungen sind zur besseren Orientierung in den Tabellen wiederum fett gedruckt, die schlechtesten kursiv.

Trajektorie	0 dB	30 dB	40 dB	55 dB
1	3.979	3.979	3.765	3.765
2	<i>4.962</i>	<i>4.962</i>	<i>4.962</i>	<i>4.962</i>
3	4.272	4.272	4.272	4.272
4	2.712	2.712	2.372	2.372

Tabelle 8.16: Trajektorienbewertung durch die Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* bei Berücksichtigung verschiedener Grenzwertpegel, ab denen die betroffene Bevölkerung bei der Bewertung berücksichtigt wird.

In Tabelle 8.16 sind die Ergebnisse für die *FRBK* zusammengefasst. Bei einer Änderung des Grenzwertpegels kommt es bei der Flugroutenbelastungskennzahl zu keiner Änderung der Bewertungsreihenfolge innerhalb der vier verwendeten Trajektorien. Lediglich der absolute Wert der ersten und der vierten Trajektorie wird bei einem berücksichtigten Grenzwert von 40 dB oder mehr etwas kleiner, sodass der Unterschied zwischen den beiden ungünstigsten und den beiden leisesten Flugrouten größer wird. Dies hängt damit zusammen, dass die beiden äußeren Trajektorien bei einem erhöhten Grenzwert keinen Einfluss mehr auf die Belastungen der jeweils entfernter liegenden Ortschaften haben.

Die Bewertungsergebnisse für das *FB2* sind in Tabelle 8.17 dargestellt. Wie bei der

Flugroutenbelastungskennzahl nimmt der Einfluss des Fluglärmbewertungsmaßes 2 bei der Erhöhung des Grenzwertpegels ab. Wird ein Grenzwert von 55 dB angesetzt, sind nach Einschätzung des *FB2* nur noch die Ortschaften in unmittelbarer Nähe zu den Trajektorien vom Fluglärm betroffen, sodass dann lediglich die Anzahl der Einwohner dieser jeweiligen Siedlung in die Bewertung mit einfließt. Dadurch werden die beiden Routen in der unmittelbaren Umgebung der größeren Ortschaft schlechter beurteilt als die beiden anderen.

Trajektorie	0 dB	30 dB	40 dB	55 dB
1	9.83	8.47	8.47	8.47
2	10.31	10.31	10.31	8.47
3	9.46	9.46	9.46	2.12
4	7.54	2.12	2.12	2.12

Tabelle 8.17: Trajektorienbewertung durch das Fluglärmbewertungsmaß *FB2* bei Berücksichtigung verschiedener Grenzwertpegel, ab denen die betroffene Bevölkerung bei der Bewertung berücksichtigt wird.

Anders sieht es beim *NII* aus, wenn dieser mit unterschiedlichen Grenzwertpegeln berechnet wird. Bereits die Bewertungsreihenfolge ohne Berücksichtigung eines Grenzwertes unterscheidet sich deutlich von denen der *FRBK* und dem *FB2*, bei denen Trajektorie 1 und 3 jeweils die zweit- und drittbeste Alternative darstellten. Beim *NII* hingegen ist diese Reihenfolge genau umgekehrt. Dies ändert sich auch nicht bei einer Erhöhung des Grenzwertpegels auf 30 dB. Bei einer Berücksichtigung von Schallpegeln ab 40 dB hingegen sieht die Beurteilung durch den Noise Impact Index mit einem Mal deutlich anders aus. Die außen liegende Trajektorie 4, zuvor als die günstigste Route betrachtet, bekommt nun zusammen mit der ersten Trajektorie das schlechteste Bewertungsergebnis. Die zweite Trajektorie, bei einem niedrigen Grenzwert die ungünstigste Variante, landet nun im Mittelfeld der Bewertungen und Trajektorie 3, vorher die zweite Wahl, wird nun als die lärmgünstigste Route betrachtet, obwohl sich an ihrer absoluten Bewertung nichts verändert hat. Bei einer weiteren Erhöhung des Grenzwertpegels auf 55 dB gibt es schließlich keine weiteren Veränderungen bei den Bewertungen.

Trajektorie	0 dB	30 dB	40 dB	55 dB
1	4.787	4.787	5.970	5.970
2	5.082	5.082	5.082	5.082
3	2.420	2.420	2.420	2.420
4	1.206	1.237	5.970	5.970

Tabelle 8.18: Trajektorienbewertung durch den Noise Impact Index *NII* bei Berücksichtigung verschiedener Grenzwertpegel, ab denen die betroffene Bevölkerung bei der Bewertung berücksichtigt wird.

Die deutlichen Reihenfolgeänderungen bei der Bewertung der Trajektorien durch den Noise Impact Index gegenüber den anderen Gütefunktionen beruhen auf der Tatsache, dass der *NII* die Lärmbelastung nicht in Relation zu allen Menschen im Betrachtungsbereich setzt, sondern nur auf die absolute Lärmbelastung ab.

tungsgebiet, sondern nur im Verhältnis zu der tatsächlich betrachteten Bevölkerung ermittelt. Ist aus Sicht des *NII* eine Ortschaft nicht mehr vom Fluglärm betroffen, d.h. der dort wahrgenommene Lärmpegel steigt nicht über den angesetzten Grenzwert, wird diese bei der Klassifizierung nicht nur nicht mehr berücksichtigt, sondern es verändert sich damit auch das Gewicht, das die übrigen von einem bestimmten Lärmpegel betroffenen Menschen im Verhältnis zu allen betroffenen Menschen bei der Berechnung haben. Wie auch die anderen Berechnungen aus diesem Abschnitt zeigen, sind die Bewertungen des Noise Impact Index damit teilweise nur schwer nachzuvollziehen.

In Tabelle 8.19 sind die Bewertungen durch den A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} zusammengefasst. Ohne Verwendung eines Grenzwertes und auch bei 30 dB unterscheidet sich die Bewertung wie beim *NII* von denen der *FRBK* und des *FB2* durch eine andere Reihenfolge bei der ersten und der dritten Trajektorie. Bemerkenswert jedoch ist das Ergebnis bei der Berücksichtigung eines Grenzwertes von 40 dB, da dann der zuvor deutliche Unterschied bei den Bewertungswerten der ersten und der dritten Trajektorie fast null wird und diese durch den Belastungsindex als nahezu gleichwertig angesehen werden. Bei einem Grenzwertpegel von 55 dB schließlich werden nur noch die Ortschaften in der unmittelbaren Umgebung der Trajektorien in der Bewertung berücksichtigt und wie beim *FB2* sind nun die beiden oberen Trajektorien in der Nähe der größeren Ortschaft gegenüber den unteren beiden die schlechteren Alternativen.

Trajektorie	0 dB	30 dB	40 dB	55 dB
1	47.89	44.38	44.38	44.38
2	52.69	52.68	52.68	44.38
3	44.28	44.28	44.28	11.09
4	25.13	11.09	11.09	11.09

Tabelle 8.19: Trajektorienbewertung durch den A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} bei Berücksichtigung verschiedener Grenzwertpegel, ab denen die betroffene Bevölkerung bei der Bewertung berücksichtigt wird.

Die Bewertungsreihenfolge über den Einzelereignispegel L_{AX} in Tabelle 8.20 ohne Berücksichtigung eines Grenzwertpegels ist wiederum bei der ersten und der dritten Trajektorie anders als die entsprechende Bewertung des *FB2* und der *FRBK*. Dies ändert sich auch nicht bei einer Erhöhung der betrachteten Belastungsgrenze auf 30 dB. Doch beim Heraufsetzen der Betrachtungsschwelle auf 40 dB tauschen Trajektorie 1 und 3 ihre Reihenfolge, sodass dann die Route zwischen den Ortschaften hindurch als bessere Alternative gegenüber der äußeren Trajektorie um die größere Ortschaft mit 8000 Einwohnern herum angesehen wird. Bei einer weiteren Erhöhung des Grenzwertes auf 55 dB ändert sich nichts mehr an dieser Bewertungsreihenfolge.

Diese Ergebnisse zeigen, dass die Festlegung eines Grenzwertes, ab dem die Bevölkerung als „belästigt“ betrachtet wird, einen Einfluss auf die Bewertungsreihenfolge und damit auf die Auswahl einer Trajektorie durch ein Lotsenunterstützungssystem haben kann. Wird der Grenzwert zu niedrig angesetzt, werden bei der Trajektorienauswahl eventuell Bevölkerungsteile berücksichtigt, die das betroffene Flugzeug zumindest bezüglich seines Lärms gar nicht wahrnehmen. Ist dieser Wert jedoch zu hoch, können

Trajektorie	0 dB	30 dB	40 dB	55 dB
1	61.98	61.98	55.06	55.06
2	<i>66.38</i>	<i>66.38</i>	<i>66.38</i>	<i>66.38</i>
3	59.05	59.05	59.05	59.05
4	41.44	41.44	13.77	13.77

Tabelle 8.20: Trajektorienbewertung durch den Einzelereignispegel L_{AX} bei Berücksichtigung verschiedener Grenzwertpegel, ab denen die betroffene Bevölkerung bei der Bewertung berücksichtigt wird.

unterschiedliche Trajektorien gleich bewertet werden, obwohl noch ein gewisses Lärm-minderungspotential vorhanden wäre, was ohne signifikante Mehrkosten ausgenutzt werden könnte. Die genaue Quantifizierung dieses Grenzwertes ist schwierig und kann wohl erst durch einen längeren Einsatz in der Praxis genau bestimmt werden.

8.4.4 Der Einfluss des Bodeneffektes

Die bodennahe Zusatzdämpfung tritt bei der Ausbreitung von Fluglärm erst im letzten Abschnitt eines Landeanfluges auf, doch hat sie dort einen signifikanten Einfluss auf die Schallausbreitung über größere Distanzen (Abschnitt 4.3.2). In Abbildung 8.16 ist die Fluglärmkontur für den Einzelereignispegel $L_{AX} = 45$ dB einer kleineren Boeing bei einem LDLP-Landeanflug, simuliert unter den Bedingungen der Standardatmosphäre, dargestellt. Die dickere Konturlinie beschreibt den ungefähren Verlauf der 45 dB-Grenze bei der Berücksichtigung des Bodeneffektes nach einer Berechnungsvorschrift der EMPA. Wird dieser Effekt bei der Berechnung weggelassen, so gelangt man zu einer größeren Konturfläche, die durch die dünne Konturlinie beschrieben wird.

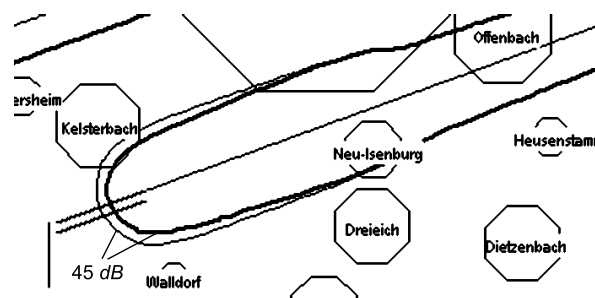


Abbildung 8.16: Vergleich eines LDLP-Anfluges mit (dicke Konturlinie) und ohne (dünne Konturlinie) Berücksichtigung der Bodendämpfung für den Einzelereignispegel L_{AX} .

Insbesondere im Flughafennahbereich und in den dort liegenden Ortschaften wird die Berücksichtigung der Bodendämpfung bei der Trajektorienbeurteilung deutlich sichtbar. In Tabelle 8.21 wurden einige Kennzahlen für einen Low Drag - Low Power-Anflug (LDLP) und einen Steep Approach (SA), jeweils mit und ohne Berücksichtigung der Bodendämpfung bei der Lärmberechnung, zusammengestellt (Anflüge aus Abbildung 8.13). Dabei wird deutlich, dass der Einfluss der berücksichtigten Fluglärm-reduzierung unabhängig von der verwendeten bevölkerungsabhängigen Kennzahl ist.

Verfahren	<i>FRBK</i>	<i>AWR</i>	<i>FB2</i>	<i>NII</i>	L_{Amax}	L_{AX}
LDLP m. Bod.	3.342	15909	1229.7	3.684	35.21	48.00
LDLP o. Bod.	3.548	16859	1265.0	3.905	36.46	49.51
SA m. Bod.	3.264	15445	1214.6	3.441	34.61	47.82
SA o. Bod.	3.414	16108	1245.7	3.552	35.60	49.11

Tabelle 8.21: Vergleich einiger Bewertungsverfahren bei Berücksichtigung der Bodendämpfung (m. Bod.) und ohne (o. Bod.) für einen LDLP und einen SA-Anflug.

Wird der SA hinsichtlich seiner Verbesserung bei der Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* gegenüber einem LDLP verglichen, so reduziert sich der Wert der Kennzahl bei Anwendung eines SA ohne Berücksichtigung des Bodeneffektes auf 95.6% ($\Delta FRBK = -0.150$) gegenüber einem LDLP, mit Berücksichtigung des Bodeneffektes auf 94.2% ($\Delta FRBK = -0.206$). Unter Berücksichtigung der teilweise kleinen Betragsunterschiede der Flugroutenbelastungskennzahl bei der Variation anderer Streckenparameter (siehe z.B. Tabelle 8.7 und 8.9) besteht damit bei keiner Berücksichtigung dieses Dämpfungseffektes die Gefahr, dass andere fluglärm mindernde Optionen von der Fluglärmvorhersage nicht als solche erkannt und damit von einem Lotsenassistenzsystem genutzt werden. Um also eine möglichst realistische Gesamtbeurteilung der zu erwartenden Fluglärmbelastung durch den Landeanflug eines Flugzeugs entlang einer geplanten Trajektorie zu erhalten, sollten auch lärm dämpfende Effekte in den Abschnitten eines Landeanfluges berücksichtigt werden, in denen ein Fluglotse keinen direkten Einfluss mehr auf die Streckenführung eines Flugzeugs hat.

8.5 Einfluss von Lufttemperatur und Luftfeuchtigkeit

Die Lufttemperatur und die relative Luftfeuchtigkeit haben einen Einfluss auf das Dämpfungsverhalten der Atmosphäre und damit auch auf die Schallausbreitung von Fluglärm (Abschnitt 4.4.1). Bei der Berechnung von Fluglärmkonturen für unterschiedliche Wetterlagen wird das veränderte Dämpfungsverhalten besonders deutlich.

In Abbildung 8.17 sind die 75 dB-Konturen des Einzelereignispegels L_{AX} für einen Low Drag - Low Power-Anflug eines Flugzeugs der Lärmklasse 6 nach AzB [4] dargestellt. Das Flugzeug kommt von rechts in das Betrachtungsgebiet mit einer Fläche von $75 \cdot 10 \text{ km}^2$. Die grüne Kontur entsteht unter den Bedingungen der Standardatmosphäre (15°C Lufttemperatur und 70% relative Luftfeuchtigkeit) und die rote bei einem feuchten Herbsttag mit 7°C Lufttemperatur und 90% relativer Luftfeuchtigkeit in Bodennähe.

Dabei wird deutlich, dass die kühleren Witterung in Zusammenhang mit der höheren Luftfeuchtigkeit eine etwas geringere Dämpfung aufweist und die Lärmkontur entsprechend größer wird. Der umgekehrte Fall tritt ein, wenn die Temperatur beispielsweise auf 25°C steigt und die relative Luftfeuchtigkeit auf 50% sinkt, wie es bei einem typischen Sommertag in Mitteleuropa vorkommen kann (Abbildung 8.18). Unter diesen Bedingungen erhöht sich die akustische Dämpfungswirkung der Atmosphäre und der Schall kann sich nicht so weit ausbreiten, sodass die 75 dB Fluglärmkontur eine kleine-

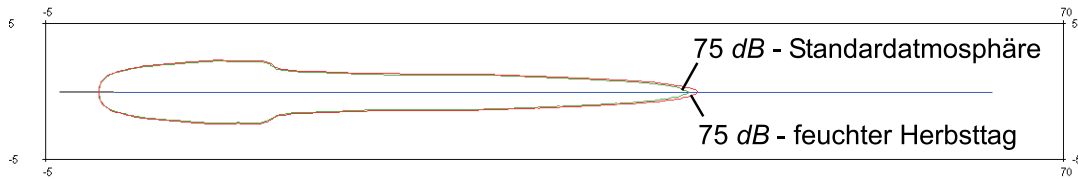


Abbildung 8.17: Vergleich der 75 dB Fluglärmkontur eines Flugzeugs der Lärmklasse 6 nach AzB [4] unter den Bedingungen der Standardatmosphäre (grün) und an einem feuchten Herbsttag (rot).

re Fläche (rot) gegenüber der Kontur unter Standardatmosphärenbedingungen (grün) einnimmt.

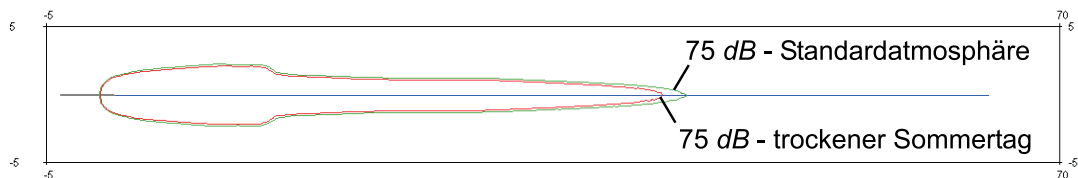


Abbildung 8.18: Vergleich der 75 dB Fluglärmkontur eines Flugzeugs der Lärmklasse 6 nach AzB [4] unter den Bedingungen der Standardatmosphäre (grün) und an einem trockeneren Sommertag (rot).

Die Atmosphäre wirkt sich allerdings nicht nur direkt über die Dämpfung pro zurückgelegten Meter der Schallwellen und damit auf den Maximallärm aus, sondern hat auch einen indirekten Einfluss auf die charakteristischen Zeiten und damit auf die Belästigungsdauer durch ein Fluglärmereignis (Abschnitt 5.5 und 7.3). In Abbildung 8.19 sind die Schallpegel für drei horizontale Überflüge eines Flugzeugs der Lärmklasse 6 nach AzB [4] für die meteorologischen Bedingungen der Standardatmosphäre, eines Herbsttages und eines Sommertages dargestellt. Die jeweils mit eingezeichnete 10 dB-down-time variiert unter ansonsten identischen Bedingungen deutlich mit der Witterung und hat dadurch auch einen Einfluss auf die Einzelereignispegel wie beispielsweise den L_{AX} (Abschnitt 5.6.2).

Das veränderte Dämpfungsverhalten der Atmosphäre bei unterschiedlichen Witterungsverhältnissen kann sich auf die Beurteilung und damit auch auf die Bewertungsreihenfolge der Trajektorien in Abhängigkeit vom verwendeten Verfahren auswirken. Anhand von sechs Trajektorien, die sich hinsichtlich ihrer Flugroute in einem Abschnitt ihrer Strecke unterscheiden (Abschnitt 8.3.2), wird dies für die Flugroutenbelastungskennzahl $FRBK$ und den Noise Impact Index NII dargestellt.

In Tabelle 8.22 sind die Bewertungen für einen Landeanflug eines Flugzeugs der Lärmklasse 6 nach AzB [4] mit der $FRBK$ zusammengefasst. Neben den Bedingungen der Standardatmosphäre sind hier zum Vergleich wiederum ein feuchter Herbsttag ($T = 7^{\circ}\text{C}$ und $RH = 90\%$) und ein trockener Sommertag ($T = 25^{\circ}\text{C}$ und $RH = 50\%$) berechnet worden. Dabei wird deutlich, dass sich die absoluten Werte der Belastungskennzahlen in Abhängigkeit von den Witterungsverhältnissen verändern. Dabei zeigt sich aber, dass die $FRBK$ bei der relativen Bewertung der Trajektorien zueinander in

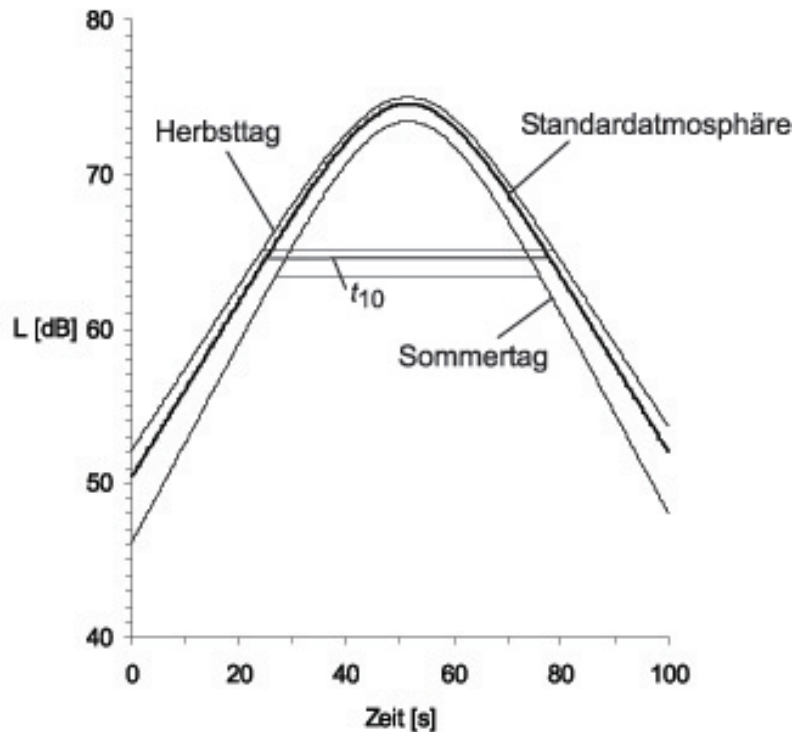


Abbildung 8.19: Schallpegelverlauf eines horizontalen Überfluges unter den Bedingungen der Standardatmosphäre, an einem kühlen Herbsttag und an einem warmen Sommertag. Die waagerechten Linien stellen den Pegel und die Länge der jeweiligen 10 dB-down-time dar.

diesem Fall keinen Unterschied macht. Die Bewertungsreihenfolge ist unter den drei meteorologischen Randbedingungen gleich.

Deutlicher zeigt sich der Einfluss des Wetters bei der Bewertung der gleichen Trajektorien mit dem Noise Impact Index NII in Tabelle 8.23. Auch hier wird bei unterschiedlichen meteorologischen Bedingungen die erste Trajektorie als die lärmgünstigste und die fünfte als die entsprechend schlechteste bewertet. Allerdings schneidet die dritte Trajektorie, unter Standardatmosphärenbedingungen und an einem feuchten Herbsttag noch die zweitbeste Alternative, an einem trockenen Sommertag deutlich schlechter ab und wird auf Rang fünf gesetzt. Die sechste Trajektorie hingegen stellt sich für den NII an einem Herbsttag als die zweitbeste Route dar, wohingegen sie bei wärmeren Wetter erst die viertbeste Route ist. Entsprechend umgekehrt fällt die Bewertung der vierten Trajektorie aus, die sich vom fünften auf den vierten Platz verbessert.

Die Wirkungen von Temperatur und relativer Luftfeuchtigkeit auf die Schallausbreitung in der freien Atmosphäre werden auch bei der Bewertung von Trajektorien durch bevölkerungsabhängige Belastungskennzahlen sichtbar. Liegen die aktuellen meteorologischen Daten vor, so sollten diese bei einer Echtzeit-Lärmbelastungsvorhersage eines Lotsenunterstützungssystems auch berücksichtigt werden, da sie unter

Trajektorie	<i>FRBK</i> Standardatmosphäre	<i>FRBK</i> Herbsttag	<i>FRBK</i> Sommertag
1	3.933	4.160	3.471
2	4.029	4.254	3.569
3	4.023	4.252	3.556
4	4.123	4.352	3.652
5	<i>4.145</i>	<i>4.374</i>	<i>3.674</i>
6	4.116	4.347	3.642

Tabelle 8.22: Bewertung der sechs Trajektorien aus Abbildung 8.8 mit der Flugroutenbelastungskennzahl *FRBK* unter Standardatmosphärenbedingungen, an einem feuchten Herbsttag und einem trockenen Sommertag.

Trajektorie	<i>NII</i> Standardatmosphäre	<i>NII</i> Herbsttag	<i>NII</i> Sommertag
1	<i>4.460</i>	<i>4.477</i>	<i>4.361</i>
2	4.533	4.575	4.430
3	4.507	4.530	4.493
4	4.570	4.618	4.453
5	4.617	4.666	4.498
6	4.547	4.598	4.423

Tabelle 8.23: Bewertung der sechs Trajektorien aus Abbildung 8.8 mit dem Noise Impact Index *NII* unter Standardatmosphärenbedingungen, an einem kühlen Herbsttag und einem warmen Sommertag.

Umständen einen Einfluss auf die Auswahl der lärmgünstigsten Trajektorie haben können. Wie die Beispiele gezeigt haben, stellen Flugrouten, die sich unter den Bedingungen der Standardatmosphäre als lärmgünstig erwiesen haben, zu anderen Tages- oder Jahreszeiten, die von diesen meteorologischen Bedingungen abweichen, eventuell nicht die besten Lösungen zur effektiven Verringerung von Fluglärm dar.

8.6 Berechnungsdauer

Neben einer ausreichenden Genauigkeit bei der Fluglärmabschätzung ist die Dauer der Berechnungen eines der Hauptkriterien für den Echtzeit-Einsatz einer Fluglärmvorhersage in einem Lotsenunterstützungssystem. Alle fünf Sekunden erfolgt ein Update der Radardaten mit den aktualisierten Flugzeugpositionen und damit auch eine Neuberechnung der Anflugtrajektorien. Für jedes Flugzeug, dass sich im Luftraum eines Flughafens befindet, können mehrere mögliche Anflugrouten berechnet werden. Am Frankfurter Flughafen landen durchschnittlich 45 Flugzeuge in der Stunde. Ausgehend von einem Zeitraum von zwanzig Minuten vor der Landung, in dem für ein ankommendes Flugzeug eine regelmäßige Planung durchgeführt wird, müssen alle fünf Sekunden Anflugrouten für ungefähr fünfzehn Flugzeuge berechnet werden. Die Anzahl der zu bewertenden Trajektorien kann dabei sehr unterschiedlich sein, liegt aber

im Bereich von zwei bis zwölf pro Flugzeug, sodass die Echtzeit-Fluglärmabschätzung ungefähr 150 Trajektorien innerhalb der verfügbaren Zeit bearbeiten muss.

In Tabelle 8.24 sind die Berechnungszeiten für die sechs Trajektorien aus Abbildung 8.8 auf vier unterschiedlichen Computersystemen dargestellt. Die Trajektorien sind jeweils aus neun signifikanten Punkten zusammengesetzt und überspannen ein Gebiet, in dem sich 1.611 Millionen betroffene Menschen auf 284 bewohnte Gitterpunkte eines 1 km · 1 km Rasters verteilen. Neben der Taktrate der verwendeten Prozessoren sind die Berechnungsdauer für die sechs Trajektorien, die Rechendauer pro Trajektorie und die bei dieser Geschwindigkeit innerhalb von fünf Sekunden mögliche Anzahl an Trajektorienberechnungen dargestellt.

Prozessor	Taktrate [MHz]	Zeit für 6 Trajektorien [s]	Zeit pro Trajektorie [s]	Trajektorien in 5 Sekunden
Intel	800	0.14	0.023	215
AMD	1000	0.090	0.015	330
AMD	1700	0.060	0.010	500
Intel	2800	0.047	0.00783	640

Tabelle 8.24: Die Berechnungszeiten für eine Fluglärmabschätzung und die Anzahl Abschätzungen, die damit innerhalb von fünf Sekunden theoretisch durchgeführt werden können.

Bereits auf einem Computersystem mit einem 800 MHz Prozessor können innerhalb der vorgegebenen Zeitspanne gut 210 Trajektorien bewertet werden, bei einem 2.8 GHz Prozessor sind es sogar 640 Trajektorien. Auch wenn berücksichtigt wird, dass die Trajektoriendaten über ein Netzwerk zum bewertenden System übertragen und anschließend die Ergebnisse dem Unterstützungssystem wieder zu Verfügung gestellt werden müssen, sind diese Rechengeschwindigkeiten ausreichend. Zum Vergleich: Die vollständige Fluglärmrechnung einer einzelnen Trajektorie aus Abbildung 8.15 benötigt auf den genannten Systemen zwischen einigen Sekunden und einer halben Minute.

Die Ergebnisse zeigen, dass mit dem vorgestellten Verfahren eine Echtzeit-Lärmbewertung auf einem System, dass parallel oder integriert in ein Lotsenunterstützungssystem arbeitet und von diesem mit den nötigen Trajektoriendaten versorgt wird, problemlos möglich ist.

8.7 Grenzen und Möglichkeiten der Vorhersage

Bei den in dieser Arbeit vorgestellten Zahlen handelt es sich nicht um absolute Ergebnisse, sondern um Werte, die die Alternativen eines Anfluges untereinander vergleichbar machen. Die Lärmrechnungen und die darauf basierenden Kennzahlen sind mit Unsicherheiten behaftet, die zum einen auf den Berechnungsmethoden, aber auch auf den vorhandenen Datengrundlagen basieren. Die DIN 9613-2 gibt den Fehler der dort definierten Berechnungsvorschriften für die Schallausbreitung mit ± 3 dB bis zu einer Entfernung von 1000 m an [28], doch Vergleiche von Rottmann haben gezeigt, dass bei der Fluglärmsimulation die Abweichungen zwischen den angewandten Verfahren und

Messungen auch auf ± 5 dB ansteigen können [119]. Fluglärmerschallpegel in vom Flughafen weit entfernten Bereichen können zwar rechentechnisch ermittelt werden, doch steigt die Abweichung im Modell mit dem Abstand zum Flughafen deutlich an [72].

Die akustischen Datengrundlagen der Flugzeugtypen liegen häufig nur punktuell vor und müssen für verschiedene Situationen entsprechend inter- und extrapoliert werden. Detaillierte Untersuchungen haben gezeigt, dass der Unterschied durch die benutzten Interpolationsverfahren bei einem Gradienten von 0.1 dB bereits zu einer Abstandsdifferenz zwischen den Konturlinien von mehreren hundert Metern führen kann [72]. Für andere Schallausbreitungseffekte, wie beispielsweise die Bodendämpfung, existieren unterschiedliche Ausbreitungsmodelle, die die Dämpfung an einem Ort mit einer Differenz von bis zu 7 dB unter ansonsten identischen Randbedingungen vorhersagen. Die Meteorologie innerhalb eines Betrachtungsgebietes wird üblicherweise als homogen angesehen, doch mit größeren Abständen zu den Messstationen an den Flughäfen steigen auch die Abweichungen bei der Temperatur und der Luftfeuchtigkeit. Wolken, die auch während eines Landeanfluges regelmäßig durchflogen werden, führen zur Schallstreuung und einem veränderten Schalldämpfungsverhalten.

Bei der Echtzeit-Fluglärmabschätzung kommen durch die besonderen Berechnungsverfahren noch zusätzliche Abweichungen hinzu. So liegen die vom Lotsenunterstützungssystem 4D-Planer des DLR generierten Trajektorien nur mit sehr grob genähten Kurven vor, deren Einhaltung durch die Lotsen und Piloten nicht gewährleistet werden kann. Eine größere Anzahl an signifikanten Punkten innerhalb der Trajektorien und ein genaueres Abfliegen der geplanten Strecken mithilfe von 4D-FMS könnte die Vorhersagegenauigkeit erhöhen. Untersuchungen zur Fluglärmsimulation von Kurvenflügen haben darüber hinaus gezeigt, dass die einfachen Schallausbreitungsberechnungen Abweichungen von einigen Dezibel gegenüber einer vollständigen Simulation haben können [69]. Die Schallquelle Flugzeug geht bei der Abschätzung der Schallausbreitung nicht als Schallquelle mit einer 2- oder 3-dimensionalen geschwindigkeits- und frequenzabhängigen Richtcharakteristik ein, sondern wird näherungsweise als Punktschallquelle mit einem Gesamtschallpegel betrachtet. Um die Rechenzeit weiter zu verkürzen, werden die charakteristischen Lärmbelastungszeiten nicht durch eine vollständige Überflugssimulation ermittelt, sondern mithilfe einer abstands-, geschwindigkeits- und wetterabhängigen Formel abgeschätzt. Auch von der Besiedelungsstruktur existiert lediglich eine Datengrundlage, die die wirkliche Bevölkerungsverteilung nur in einer räumlichen Näherung wider gibt.

Wie die vorgestellten Beispiele gezeigt haben, ist es trotz dieser Einschränkungen jedoch möglich, bekannte Effekte bei der Fluglärm Ausbreitung nachzuvollziehen und entsprechend ihrer Ausprägung für die Beurteilung eines Fluglärmereignisses unter Echtzeitbedingungen zu verwenden. Die Ergebnisse haben auch gezeigt, dass Vergleiche der unterschiedlichen Routenalternativen hinsichtlich bevölkerungsabhängiger Fluglärmkriterien für ein einzelnes Flugzeug möglich und sinnvoll sind. Abschätzungsfehler, die sowohl durch die Schallausbreitungsberechnung als auch durch die Vereinfachungen zur Rechenzeitverkürzung entstehen, gelten jeweils für alle zu vergleichenden Trajektorien, sodass durch genauere Modelle keine signifikanten Änderungen der Bewertungsreihenfolge zu erwarten sind.

Um ein Maß für die akustischen Verbesserungsmöglichkeiten durch eine entsprechende Wahl einer Anflugroute zu erhalten, nehmen wir einmal an, dass die in diesem Kapitel betrachteten Anflüge während der Nacht erfolgen. Zu dieser Tageszeit ist zwar die Lärmempfindlichkeit des Menschen bedingt durch einen geringeren Hintergrundgeräuschpegel höher als am Tage, doch stellt die Anzahl der Aufwachreaktionen *AWR*, wie sie sich nach einer empirischen Formel der FICON berechnen lässt, auch tagsüber ein gutes Maß für den Grad der Belästigung dar [43].

Das Lärminderungspotential lärmreduzierender Anflugverfahren wie dem Continuous Descent Approach und dem Steep Approach gegenüber einem Low Drag - Low Power-Anflug beträgt nach den Beispielen in den Tabellen 8.14 und 8.15 auf die nächtlichen Aufwachreaktionen übertragen eine Reduzierung von 470 bis 500 Menschen. Das bedeutet, dass in diesem Fall durch die Wahl des Anflugverfahrens 3.4% bis 3.8% weniger Anwohner des Flughafennahbereiches in ihrer Nachtruhe gestört werden. Werden diese Werte mit den Aufwachreaktionen durch Routenvariationen verglichen, so wird dort ein ähnliches Lärminderungspotential sichtbar. Die Änderung der Fluggeschwindigkeit hat dabei eine etwas höhere Verringerung der Schlafunterbrechungen zur Folge. Die Verringerung beträgt im Beispiel aus Tabelle 8.8 um die 4.7%, wobei berücksichtigt werden muss, dass Geschwindigkeitsunterschiede in der Größenordnung, wie sie in diesem Beispiel herangezogen wurden, in der Realität nur sehr selten vorkommen. Auch das Lärminderungspotential bei unterschiedlichen Routen wird im Beispiel aus Tabelle 8.7 deutlich, denn es zeigt eine Reduzierung der Aufwachreaktionen von bis zu 3.6%. Allerdings führen hier die Routenvariationen über ein sehr gering besiedeltes Gebiet, wodurch dieser Wert insgesamt recht klein ausfällt. Deutlicher wird das Lärminderungspotential bei einer Erhöhung der Zwischenanflughöhe, wie sie im Beispiel aus Tabelle 8.6 gezeigt wird. Hier wachen bei der Wahl der höchsten Flugroute rund 7% weniger Menschen durch den Überflug auf als dies bei Verwendung der niedrigsten Trajektorie der Fall wäre. Auch wenn sich die bewerteten Trajektorien hinsichtlich ihrer Flugstrecke deutlich unterscheiden, sind die theoretisch erreichbaren akustischen Verbesserungen sehr hoch. Der Unterschied bei den Aufwachreaktionen der vier Trajektorien in Tabelle 8.11 beträgt 28%.

Kapitel 9

Zusammenfassung und Ausblick

Die Fluglärmproblematik ist durch die Erhöhung der Flugbewegungen trotz deutlicher Fortschritte bei der Lärmreduzierung in den letzten Jahren verstärkt in das öffentliche Bewusstsein gelangt. Insbesondere die Start- und Landephassen haben durch ihre niedrigen Flughöhen hohe Lärmimmissionswerte am Boden zur Folge. Die Abflugstrecken, früher zunächst mithilfe von Landkarten und intuitiven Abschätzungen zur Schallausbreitung festgelegt, konnten in den letzten Jahren durch Optimierung hinsichtlich eines bevölkerungsabhängigen Lärmkriteriums verbessert werden. Bei Anflügen, die aufgrund ihrer besonderen Anforderungen von Fluglotsen mit Radar Vectoring weniger auf festgelegten Strecken, sondern mehr in dafür freigegebenen Bereichen geführt werden, ist eine entsprechende Routenoptimierung aufgrund des Berechnungsaufwandes heute noch nicht möglich. Um trotzdem eine lärmreduzierte Streckenführung des ankommenden Flugverkehrs zu ermöglichen, wurde in dieser Arbeit ein Ansatz vorgestellt, der über ein vorhandenes Unterstützungssystem für Fluglotsen unter Berücksichtigung des aktuellen Verkehrsgeschehens eine lärmgünstige Route ermittelt und diese dem Fluglotsen vorschlägt.

Das Lotsenunterstützungssystem 4D-Planer, vom Institut für Flugführung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) in Braunschweig und der Deutschen Flugsicherung (DFS) entwickelt, berechnet auf Basis aktueller Radardaten und weiterer Zusatzinformationen 4D-Trajektorien für den anfliegenden Verkehr in der Umgebung des Flughafens Frankfurt. Diese Routen werden den Fluglotsen von einer Reihenfolgeplanung vorgeschlagen, um sie bei der reibungslosen Abwicklung des Verkehrs unter Einhaltung aller Sicherheitskriterien und einer pünktlichen Landung zu unterstützen. Dazu wird eine Reihenfolgeplanung durchgeführt und eine Sequenz für die ankommenden Flugzeuge generiert, aus der sich aufgrund der spezifischen Wirbelschleppenabstände Ankunftszeiten an der Schwelle ergeben. Diese sowie weitere Randbedingungen bilden die Basis zur Trajektoriengenerierung, aus denen sich Führungshinweise für die Lotsen ableiten lassen. Die generierten Trajektorien setzen sich aus sogenannten signifikanten Punkten zusammen, an denen sich das aktuelle Heading, die aktuelle Geschwindigkeit und/oder die aktuelle Flughöhe ändern. An diesen Punkten werden so neue Flugphasen mit anderen Parametern eingeleitet.

Mithilfe des in dieser Arbeit entwickelten Echtzeit-Lärmvorhersageverfahrens wird es in Zukunft möglich sein, aus der Menge der durch den erweiterten 4D-Planer für

jedes einzelne Flugzeug erzeugten möglichen Anflugtrajektorien die unter den gegebenen Umständen leiseste Variante auszuwählen und sie dem Lotsen als mögliche, unter Fluglärmgesichtspunkten bestmögliche Route vorzuschlagen.

Im ersten Teil der vorliegenden Arbeit wurden administrative, operative und technische Maßnahmen zur Fluglärmreduzierung vorgestellt. Es wurde auf Nachtflugverbote und Nachtflugeinschränkungen genauso wie auf lärmabhängige Gebührendifferenzierungen in Verbindung mit Lärmlizenzen und entsprechenden Kontingentierungen eingegangen. Des weiteren wurden administrative Maßnahmen mit der Möglichkeit zur Einschränkung von Landnutzungen in der Umgebung von Flughäfen sowie Vorgaben zur Verwendung von lärmgünstigeren Start- und Landebahnen beschrieben. Die technischen Fortschritte bei der Fluglärmvermeidung wurden anhand von Verbesserungen an den Triebwerken und der Flugzeughülle erläutert.

Bei den operativen Maßnahmen wurde neben den Standardverfahren auf lärmreduzierende An- und Abflugverfahren eingegangen. Zu den heute bereits praktizierten Landeverfahren Low Drag - Low Power und Continuous Descent Approach wurden die Ansätze des Advanced Continuous Descent Approach, des Steep Approach, Two Segment Approach, Delayed Flap Approach und Reduced Flaps and Delayed Gear Approach beschrieben. Die Abflüge wurden anhand des ATA- und des Modified ATA-Startverfahrens sowie des Cutback, des Climb-Cleanup-Cutback und des Climb-Cutback-Cleanup-Verfahrens vorgestellt.

Der zweite Teil beschrieb die Optimierung von Routen und Verfahren. Neben Modellen von Erzberger und Lee, Jacobsen und Melton sowie von Leder für die Verbesserungen von Abflugrouten wurde auch ein Modell von Jacob vorgestellt, dass speziell für die Optimierung von Anflugstrecken hinsichtlich eines Lärmkriteriums entwickelt wurde. Es wurden die Modellansätze mit den berücksichtigten Randbedingungen, die bei der Optimierung variierten Parameter sowie die Lärmbewertungsmethoden beschrieben, anhand derer die Güte der entwickelten Trajektorien gemessen wurde. Anschließend wurden die vorgestellten Modellansätze hinsichtlich der Anwendbarkeit in einem Echtzeitsystem zur Lotsenunterstützung analysiert.

Im nächsten Teil wurden die für eine Fluglärm Ausbreitung relevanten Komponenten vorgestellt. Dazu gehörten das Flugzeugmodell mit Triebwerken und Fahrwerk im Kontext der Fluggeschwindigkeit. Es wurden der Aufbau von Flugrouten innerhalb einer Luftraumstruktur beschrieben und auf die Besonderheiten der Trajektorien des Lotsenunterstützungssystems 4D-Planer eingegangen. Das verwendete Modell der Erdoberfläche mit seiner vom Fluglärm betroffenen Bevölkerung und seinem Einfluss bei der bodennahen Schalldämpfung wurde ebenfalls beschrieben. Die atmosphärische Absorption als eine der physikalischen Hauptkomponenten der Schalldämpfung wurde in einem weiteren Abschnitt erläutert.

Im Kapitel über Fluglärmrechnung wurden die Grundlagen zur Schallausbreitungsberechnung vorgestellt, wie sie in vereinfachter Form für die Fluglärmabschätzung Verwendung finden. Neben der Schallausbreitung in der freien Atmosphäre ging es um die Frequenzbewertung von Geräuschen, die Lautheit und den Maximalpegel. Es wur-

den die Definitionen charakteristischer Zeiten sowie die darauf aufbauenden Einzelergebnispegel (Effektivpegel) nach nationalen und internationalen Berechnungsvorschriften dargestellt. Für die Bewertung von mehreren Einzelereignissen in einem definierten Zeitraum stehen Dauerschallpegel zur Verfügung, die mit ihren Wirkungsweisen und Gewichten in einem weiteren Abschnitt vorgestellt wurden.

Um die Lärmbelastung in eine entsprechende Bewertung einfließen zu lassen, wurden in den letzten Jahren eine ganze Reihe bevölkerungsabhängige Bewertungsverfahren entwickelt. Eine Übersicht über ihre Kriterien und Zielsetzungen war Inhalt des anschließenden Kapitels. Es wurde der Level Weighted Population-Index, der Noise Impact Index, der Highly Annoyed Population Number-Index, das Fluglärmbewertungsmaß und die Bewertung der Flächenbelastung durch Lärm vorgestellt sowie eine speziell auf die Anforderungen eines Lotsenassistenzsystems abgestimmte Flugroutenbelastungskennzahl neu entwickelt. Darüber hinaus wurden zwei Untersuchungen für die Vorhersage von relativen Aufwachhäufigkeiten in Abhängigkeit eines Schallpegels betrachtet.

Inhalt des sich daran anschließenden Kapitels war die Integration einer bevölkerungsabhängigen Fluglärmabschätzung in ein Lotsenunterstützungssystem. Es wurden die Modifikationen und Vereinfachungen vorgestellt, die gegenüber den bekannten Berechnungsverfahren nötig waren, um die zur Verfügung stehenden Rechenzeiten nicht zu überschreiten. Die Änderungen bezogen sich dabei hauptsächlich auf die Reduzierung der Fluglärmrechnung auf besiedelte Gebiete, eine angepasste Trajektorieninterpolation und die Reduzierung der Atmosphäre auf ein gemittelttes 1-Schicht-Modell. Darüber hinaus wurde in dieser Arbeit ein existierender Ansatz zur direkten Berechnung der 10 dB-down-time um einen Term zur Berücksichtigung der atmosphärischen Schalldämpfung bei unterschiedlichen Witterungsbedingungen erweitert.

Im letzten Kapitel wurden die Ergebnisse einzelner Bewertungen dargestellt. Unterschiedliche Trajektorienvariationen wurden mit der in dieser Arbeit entwickelten Flugroutenbelastungskennzahl bewertet und der Einfluss der aktuellen Witterung auf die Bewertung quantifiziert. Die Kriterien für die Bewertung waren dabei Flughöhe, Flugroute, Fluggeschwindigkeit und der Flugzeugtyp im einzelnen sowie ein Vergleich von sich in allen Komponenten unterscheidenden Anflugrouten. Die Ergebnisse wurden mit bekannten bevölkerungsabhängigen Bewertungsverfahren verglichen und die Unterschiede und Gemeinsamkeiten anhand von Lärmbelastungsdauern, lärmreduzierender Anflugverfahren und des Einflusses von Grenzpegeln, ab denen eine betroffene Bevölkerung berücksichtigt wird, dargestellt. Die Einflüsse der Modifikationen der Standardberechnungsvorschriften wurden durch eine Gegenüberstellung von flugzeugspezifischen Richtcharakteristiken und einer Punktschallquelle anhand von zeitlich abhängigen Schallpegelverläufen erläutert sowie durch Lärmkonturvergleiche dargestellt. Im letzten Abschnitt des Kapitels wurden die Grenzen aber auch die Anwendbarkeit bei den zugrunde gelegten Anforderungen einer Echtzeit-Lärmbelastungsabschätzung aufgezeigt.

Alle in dieser Arbeit vorgestellten Anwendungsbeispiele bezogen sich auf ein Lotsenunterstützungssystem, das für alle ankommenden Flugzeuge mehrere unterschied-

liche Trajektorien generiert, die nach einem Fluglärmkriterium bewertet werden, um anschließend die lärmgünstigste Variante auswählen zu können. Ein weiterer Ansatz beim Einsatz in einem Unterstützungssystem ist eine ergänzende Bewertung von Anflugreihenfolgen. Diese werden nach unterschiedlichen Kriterien beurteilt, zu denen die Ausnutzung der geforderten Mindeststaffelungsabstände und damit der Landebahnpkapazität, die zu erwartenden Verspätungen und eine Konsistenz zu den bisherigen Reihenfolgeplanungen gehören. Da eine Änderung der Landereihenfolge fast immer mit einer anderen Flugroute bzw. anderen Geschwindigkeiten einzelner oder mehrerer Flugzeuge verbunden ist, können auch die zu erwartenden Lärmbelastungen als Folge einer Reihenfolgeänderung in diese Bewertung einfließen und entsprechend berücksichtigt werden.

Neben einer Verwendung in einem Lotsenunterstützungssystem sind für die bevölkerungsabhängige Echtzeit-Fluglärmabschätzung weitere Anwendungsmöglichkeiten denkbar. Allgemein ist es damit möglich, Trajektorien jeder Art hinsichtlich einer zu erwartenden Lärmbelastung zu bewerten. Dies ist unabhängig davon, ob es sich um einen An- oder Abflug handelt, da die fluglärmrelevanten Parameter in beiden Fällen den gleichen Einfluss haben. Durch leichte Anpassungen hinsichtlich der Abstrahlcharakteristik ist darüber hinaus auch eine Lärmbewertung von Hubschrauberan- und -Abflügen realisierbar.

Die schnelle Fluglärmabschätzung kann auch für sehr zeitaufwändige Trajektorienoptimierungsverfahren herangezogen werden, indem die dabei verwendeten vollständigen Fluglärm Ausbreitungsberechnungen durch die Lärmabschätzung ersetzt und damit die Berechnungszeiten deutlich verkürzt würden. Neben einem Einsatz in Echtzeitsimulationssystemen ist auch die Verwendung in Flughafen-Schnellzeitsimulationen denkbar, die dann ohne einen deutlichen Verlust in der Simulationsgeschwindigkeit zusätzlich den Parameter Fluglärm bei Verkehrs- und Kapazitätsszenarien berücksichtigen könnten.

In weiterführenden Arbeiten sind Fragestellungen denkbar, die sich mit den zu akzeptierenden Umwegen beim Landeanflug zum Einsparen von wenigen Dezibel an Fluglärm beschäftigen. Darüber hinaus besteht die Gefahr, dass es, bedingt durch das bevölkerungsabhängige Gütekriterium, bei der Trajektorienbewertung zu einer Konzentration der Flugwege entlang relativ wenig bewohnter Gebiete kommen kann. Eine Aufzeichnung der einzelnen überflogenen Areale kann dazu beitragen, eine Überlastung dieser Gebiete zu vermeiden. So kann eine gleichmäßigere Belastung aller im Umkreis eines Flughafens liegenden Bereiche erreicht werden. Detailliertere Informationen über die tageszeitabhängigen Aufenthaltsorte der Menschen können in die Fluglärmbewertung einfließen, sodass ein Lotsenunterstützungssystem in Verbindung mit einer Fluglärmvorhersage auch tageszeitliche Routen bzw. Runway-Empfehlungen generieren kann, um Flugzeuge beispielsweise nachts verstärkt über Industrie- oder Dienstleistungsgebiete zu führen.

Auch Modifikationen bei der Trajektoriengenerierung in einem Lotsenassistenzsystem sind denkbar, denn die Echtzeitvorhersage bietet aufgrund ihrer Rechengeschwindigkeit Potential für eine Erweiterung, die über eine einfache Bewertung der Trajekto-

rien hinausgeht. Zum einen wird durch die Fluglärmvorhersage in Kombination mit der Lärmabschätzung nur die beste vom 4D-Planer vorgeschlagene Trajektorie ausgewählt, sodass eine potentiell leisere, nur durch kleine Änderungen modifizierte Trajektorie, die jedoch vom Generator so nicht zur Verfügung gestellt wurde, nicht in Erwägung gezogen werden kann. Zum anderen werden Umwege mit deutlich längeren Anflugzeiten bei hohem Verkehrsaufkommen an der Kapazitätsgrenze von Flughäfen weder von den Fluglotsen noch von den Flughafen- oder Luftfahrtgesellschaften akzeptiert, nur um geringfügig leisere Lärmwerte zu erreichen. Aus diesem Grund sollte es möglich sein, vorgegebene Trajektorien hinsichtlich eines bevölkerungsabhängigen Lärmkriteriums unter Berücksichtigung aller anderen Randbedingungen zu verbessern. So bestünde zum einen die Möglichkeit, die aktuell lärmgünstigste vom 4D-Planer angebotene Anflugroute noch leiser zu gestalten, und zum anderen bei Kapazitätsengpässen die schnellste Flugroute auszuwählen und diese hinsichtlich eines Lärmkriteriums nachträglich zu optimieren. Auch in diesem Fall müssten selbstverständlich alle anderen Randbedingungen weiterhin eingehalten werden.

Abbildungsverzeichnis

2.1	Schematische Darstellung der Höhenprofile ausgewählter lärmreduzierender Landeverfahren ohne Berücksichtigung des Schubes und der Geschwindigkeit.	22
2.2	Schematische Darstellung der Höhenprofile ausgewählter lärmreduzierender Startverfahren ohne Berücksichtigung des Schubes und der Geschwindigkeit.	28
3.1	Flugspuren von An- und Abflügen am Flughafen Frankfurt [99].	32
3.2	An- und Abflüge am Flughafen Zürich/Kloten, aufgezeichnet von Oktober bis Dezember 1996 [80].	33
3.3	Schematische Darstellung des von Jacobsen und Melton verwendeten Gittermodells für die Erdoberfläche. Die Abstände zwischen den Gitterpunkten vergrößerten sich in Abhängigkeit von der Richtung mit der Entfernung zum Flughafen.	37
3.4	Optimierte Flugspur von der Startbahn 07L am Flughafen Frankfurt/Main zu einem Zielpunkt nordöstlich von Frankfurt für acht ① und achtzehn ② Streckenparameter (Quelle: [87]).	42
4.1	Die für eine Richtcharakteristik wichtigen Sichtwinkel φ und ϑ im flugzeugfesten Koordinatensystem (x', y', z') sowie die Flughöhe h und der Abstand s zu einem Beobachter am Punkt P_B	48
4.2	Typische Flugzeugrichtcharakteristik für eine definierten Entfernung. .	49
4.3	Mantelstromtriebwerk der 3. Generation mit einer typischen Richtcharakteristik (verändert nach [58]).	51
4.4	Die Komponenten Flughöhe, Geschwindigkeit und Schub eines Abfluges nach dem IATA-Verfahren (verändert nach [135]). FL steht für Flugfläche. Eine Flugfläche von 70 entspricht bei einem Druck von 1013 mbar ungefähr 7000 ft.	52
4.5	Die Komponenten Flughöhe, Geschwindigkeit und Schub eines Landeanfluges nach dem LDLP-Verfahren (verändert nach [135]). FL steht für Flugfläche. Eine Flugfläche von 70 entspricht bei einem Druck von 1013 mbar ungefähr 7000 ft.	53
4.6	Beispiele für Anflugrouten am Flughafen Frankfurt/Main mit Fan, Trombonen und Doppeltrombonen.	57
4.7	Luftraum Frankfurt mit den eingezeichneten Positionen von ankommenden Flugzeugen und deren vom 4D-Planer berechneten Anflugtrajektorien [136].	58

4.8	Geplante Trajektorie des 4D-Planers für einen Landeanflug auf der Runway 25R am Flughafen Frankfurt.	59
4.9	Berechnung des Sichtwinkels ϑ unter dem ein Beobachter P_B ein Flugzeug sieht.	60
4.10	Der Bodensichtwinkel β zwischen Beobachter P_B auf der Erdoberfläche EO und einem Flugzeug F . Die Höhe Δh ist die Differenz aus der Flughöhe und der Höhe, in der sich der Beobachter befindet.	63
4.11	Entfernungs- und bodensichtwinkelabhängige Bodenzusatzdämpfung bei 1000 Hz nach einer Berechnungsvorschrift der AzB [4].	65
4.12	Entfernungs- und bodensichtwinkelabhängige Bodenzusatzdämpfung nach einer Berechnungsvorschrift der SAE [122].	66
4.13	Entfernungs- und bodensichtwinkelabhängige Bodenzusatzdämpfung nach einer Berechnungsvorschrift der EMPA [138].	67
4.14	Ausschnitt aus dem Untersuchungsgebiet um den Flughafen Frankfurt mit der Bevölkerungsverteilung pro Rechengitterpunkt.	68
4.15	Die frequenzabhängige atmosphärische Absorption unter den Bedingungen der Standardatmosphäre.	70
4.16	Der Einfluss von Temperatur T und relativer Luftfeuchtigkeit RH auf die atmosphärische Schalldämpfung.	71
4.17	Einfluss der atmosphärischen Dämpfung für ausgewählte Temperatur-Luftfeuchtigkeitskombinationen in Abhängigkeit von der Entfernung zwischen Schallquelle und Beobachter. Die Erläuterungen zu den Zahlen befinden sich in Tabelle 4.1.	72
4.18	Brechung eines Schallstrahls beim Übergang von einem akustisch dichten in ein akustisch weniger dichtes Medium.	74
4.19	Schematische Darstellung des Einflusses von Wind auf die Krümmungsradien der Schallstrahlen bei labiler Luftschichtung (Quelle: [21]).	75
4.20	Höhenabhängige Änderung der Windrichtung und -geschwindigkeit nach Ekman [81].	78
4.21	Berechnetes und mit einem festen Windgradienten gemitteltes Windprofil.	79
4.22	Windrose mit den mittleren Windrichtungen und -geschwindigkeiten für den Monat Oktober am Frankfurter Flughafen (verändert nach [119]).	81
4.23	Lage der Lärmschattengrenzen einer Schallquelle in 1000 m Höhe bei unterschiedlichen Windgeschwindigkeiten.	83
4.24	Übersicht über die wichtigsten Komponenten der Fluglärmrechnung in einer um den Faktor drei überhöhten Darstellung.	84
4.25	Die entfernungsabhängigen Größenordnungen der einzelnen Dämpfungskomponenten unter Standardatmosphärenbedingungen.	85
5.1	Aus der Addition zweier Schalldruckpegel L_1 und L_2 resultiert ein Gesamtpegel, der um ΔL höher ist als der größere der beiden Einzelschallpegel.	89
5.2	Frequenzbewertungskurven A, B und C für Schallpegelmesser [33].	90
5.3	Typischer Verlauf einer zeitabhängigen Schallpegelkurve $L(t)$ während eines Überfluges, dargestellt mit Maximalpegel L_{max} , 10 dB-down-time t_{10} und der effektiven Dauer t_e	92

6.1	Intensitätsgewichtungsfunktionen des <i>LWP</i> auf der Basis des Tag/Nacht Dauerschallpegels L_{Adn} und des <i>HAPN</i> unter Verwendung des A-bewerteten Maximalpegels L_{Amax}	105
6.2	Näherungsweise Berechnung der Schallpegeländerung über die 10 dB-down-time t_{10} und den Maximalpegel L_{Amax}	109
6.3	Die Lautheit im Verhältnis zum Lautstärkenpegel.	110
6.4	Der tageszeitabhängige Gleichwertigkeitsfaktor von Leder zu Berücksichtigung einer geringeren Lärmempfindlichkeit in größeren Städten mit w_d : Tag, w_e : Abend und w_n : Nacht.	112
6.5	Vergleich von zwei Studien über den Anteil der Bevölkerung, der bei einem bestimmten Innenraumschallpegel aufwacht.	113
6.6	Darstellung der dritten Wurzel aus der Anzahl Einwohner pro Gitterpunkt.	118
6.7	Die Flugroutenbelastungskennzahl <i>FRBK</i> für einen einzelnen Gitterpunkt in Abhängigkeit vom Einzelereignispegel L_{AX} und der Anzahl Einwohner.	119
7.1	Die zu berechnenden Gitterpunkte beschränken sich auf die besiedelten Bereiche des Rechengitters.	122
7.2	Unterschied in der Fluglärmbewertung bei der Verwendung einer 30 dB-Lärmkontur, bei der einmal die Bevölkerung auf die Ortsmitte (schwarzer Punkt) konzentriert wird und einmal über das die Ortschaft repräsentierende Rechengitter.	123
7.3	Drei Varianten bei der Abstandsberechnung zwischen einem Beobachter P_B und einem Trajektoriensegment TS	124
7.4	Darstellung der Positionen von interpolierten Punkten auf einer Trajektorie in Abhängigkeit zur Lage der besiedelten Gebiete.	126
7.5	Vergleich unterschiedlicher t_{10} Abschätzungen für verschiedene Geschwindigkeiten und eine konstante Entfernung von 1000 m. Erläuterungen im Text.	128
7.6	Vergleich der frequenzabhängigen Schallpegeldämpfung durch eine A-Bewertung und durch die Atmosphäre.	129
7.7	Abschätzung der 10 dB-down-time in Abhängigkeit von der Flugeschwindigkeit v und dem Abstand d zwischen Beobachter und Flugzeug unter atmosphärischen Standardbedingungen.	130
7.8	Einfluss von Fluggeschwindigkeit und atmosphärischer Dämpfung auf die 10 dB-down-time bei einer festen Entfernung von 1000 m.	131
7.9	Einfluss der Entfernung und der atmosphärischen Dämpfung auf die 10 dB-down-time bei einer festen Fluggeschwindigkeit von 350 km/h.	132
7.10	Berechnung des Ausbreitungsweges eines gekrümmten Schallstrahls b_s von einem Flugzeug F zu einem Beobachter P_B	133
7.11	Weglängenunterschied zwischen direkter Entfernung und Schallausbreitung entlang eines Krümmungskreises in Abhängigkeit vom seitlichen Abstand und der Flughöhe.	135
7.12	Die Atmosphäre als Schichtmodell, innerhalb derer die meteorologischen Parameter als konstant angesehen werden.	135
7.13	Die grafische Oberfläche der Fluglärmsimulationssoftware „Noisy”.	139

7.14 Vereinfachte 3-dimensionale Ansicht eines Betrachtungsgebietes mit Trajektorien sowie dem Dialogfenster zur Auswahl von Konturlinien. . . .	140
7.15 Dialogfenster zum Erstellen eines Rechengitters.	141
7.16 Dialogfenster zur Auswahl eines Flugzeugtyps.	142
7.17 Dialogfenster zur Auswahl des Berechnungsverfahrens.	143
8.1 Vergleich von mit dem schnellen Algorithmus abgeschätzten Fluglärmpegeln (Punkte und Sternchen) mit Gesamtpegeln aus der AzB [4] (durchgezogene Linien) für Flugzeuge der Lärmklassen 6 und 12. . . .	146
8.2 Zwei LDLP-Anflugtrajektorien eines Airbus, die sich hinsichtlich ihrer Zwischenanflughöhen unterscheiden: Trajektorie 1 hat einen Zwischenanflug in 3000 ft und Trajektorie 2 in 4000 ft Höhe.	147
8.3 Vergleich der L_{AX} Konturen einer schnellen (grün) und einer vollständigen (rot) Fluglärmrechnung anhand einer LDLP-Anflugtrajektorie eines Airbus mit einem Zwischenanflug in 3000 ft Höhe. Dargestellt sind die Isophone für 55, 62 und 67 dB.	147
8.4 Vergleich der L_{AX} Konturen einer schnellen (grün) und einer vollständigen (rot) Fluglärmrechnung anhand einer LDLP-Anflugtrajektorie eines Airbus 320 mit einem Zwischenanflug in 4000 ft Höhe. Dargestellt sind die Isophone für 55, 62 und 67 dB.	148
8.5 Der Einfluss von Richtcharakteristiken auf den Schallpegel L und den zeitlichen Verlauf von Überflügeignissen im Vergleich zur kugelsymmetrischen Schallabstrahlung bei unterschiedlichen Flugzeugtypen und Entfernungen.	151
8.6 Darstellung der Fluglärmkontur einer Boeing 747 in Landekonfiguration.	152
8.7 Vergleich von vier Trajektorien, die in Segmentteilen unterschiedliche Flughöhen haben.	153
8.8 Sechs geplante Trajektorien, die sich in einem Abschnitt in ihrer Flugroute unterscheiden.	154
8.9 Sechs geplante Trajektorien, die sich in einem Abschnitt in ihrer Flugroute unterscheiden und die betroffenen Ortschaften.	156
8.10 Vergleich von vier Trajektorien, die sich in ihrer Route nicht unterscheiden, bei denen jedoch in den ersten Abschnitten unterschiedliche Fluggeschwindigkeiten geplant wurden.	157
8.11 Vergleich von vier möglichen Trajektorien für einen Landeanflug, die sich hinsichtlich der Route, Flughöhe und der Geschwindigkeit unterscheiden.	159
8.12 Beispiel mit vier Trajektorien, um unterschiedliche bevölkerungsabhängige Fluglärmbelastungsverfahren miteinander zu vergleichen.	160
8.13 Generierte Anflüge auf den Frankfurter Flughafen mit den lärmreduzierenden Anflugverfahren LDLP (Low Drag - Low Power), CDA (Continuous Descent Approach) und SA (Steep Approach) bei einem kurzen Gegenanflug.	163
8.14 Streckenführung von generierten Anflügen auf den Frankfurter Flughafen mit lärmreduzierenden Anflugverfahren mit einem kurzem Gegenanflug über Erlensee und langem über Gelnhausen.	164

8.15	Generierte Anflüge auf den Frankfurter Flughafen mit den lärmreduzierenden Anflugverfahren LDLP (Low Drag - Low Power), CDA (Continuous Descent Approach) und SA (Steep Approach) bei einem langen Gegenanflug.	165
8.16	Vergleich eines LDLP-Anfluges mit (dicke Konturlinie) und ohne (dünne Konturlinie) Berücksichtigung der Bodendämpfung für den Einzelereignispegel L_{AX}	169
8.17	Vergleich der 75 dB Fluglärmkontur eines Flugzeugs der Lärmklasse 6 nach AzB [4] unter den Bedingungen der Standardatmosphäre (grün) und an einem feuchter Herbsttag (rot).	171
8.18	Vergleich der 75 dB Fluglärmkontur eines Flugzeugs der Lärmklasse 6 nach AzB [4] unter den Bedingungen der Standardatmosphäre (grün) und an einem trockener Sommertag (rot).	171
8.19	Schallpegelverlauf eines horizontalen Überfluges unter den Bedingungen der Standardatmosphäre, an einem kühlen Herbsttag und an einem warmen Sommertag. Die waagerechten Linien stellen den Pegel und die Länge der jeweiligen 10 dB-down-time dar.	172

Tabellenverzeichnis

4.1	Die atmosphärische Schalldämpfung D_{Atm} pro Kilometer in Abhängigkeit verschiedener Temperatur-Luftfeuchtigkeitskombinationen.	72
7.1	Atmosphärisches Modell aus 10 Schichten.	136
8.1	Vergleich von Fluglärmkonturflächen, die für zwei unterschiedliche Trajektorien mit einer vollständigen Berechnung nach der AzB und einer schnellen Abschätzung durchgeführt wurden.	148
8.2	Die Summen der mit dem schnellen und der mit den nach Berechnungsvorschrift ermittelten A-bewerteten Maximalpegeln L_{Amax} und Einzelereignispegeln L_{AX} von den sechs Trajektorien aus den Abbildungen 8.13 und 8.15.	149
8.3	Bewertungsergebnisse für die dritte Trajektorie aus Tabelle 8.2.	149
8.4	Vergleich von Maximalpegel und 10 dB-down-time bei kugelsymmetrischer Schallabstrahlung (ohne R) und bei Verwendung von Richtcharakteristiken (mit R) (gerundete Werte) bei unterschiedlichen Abständen und Geschwindigkeiten.	152
8.5	Vergleich von simulierten und direkt berechneten Einzelereignispegeln L_{AX} für vier verschiedene Flugzeugtypen (gerundete Werte).	153
8.6	Bewertung und Aufwachreaktionen der vier Trajektorien aus Abbildung 8.7, die sich hinsichtlich der Zwischenanflughöhe unterscheiden.	154
8.7	Bewertung von sechs Trajektorien aus Abbildung 8.8, die sich in einem Abschnitt hinsichtlich ihrer Flugroute unterscheiden.	155
8.8	Bewertung von vier Trajektorien aus Abbildung 8.10, die sich in einigen Bereichen hinsichtlich der Fluggeschwindigkeit unterscheiden.	156
8.9	Bewertung der sechs geplanten Trajektorien aus Abbildung 8.9 mit der <i>FRBK</i> für die Flugzeugklasse 6 nach AzB [4].	157
8.10	Bewertung der sechs geplanten Trajektorien aus Abbildung 8.9 mit der <i>FRBK</i> für die Flugzeugklasse 12 nach AzB [4].	158
8.11	Bewertung von vier geplanten Trajektorien für einen Landeanflug auf den Frankfurter Flughafen.	159
8.12	Vergleich von neun bevölkerungsabhängigen Fluglärmbelastungskennzahlen für das Beispiel in Abbildung 8.12.	161
8.13	Vergleich des Einflusses der Belastungsdauer auf einige bevölkerungsabhängige Fluglärmbelastungskennzahlen für das Beispiel in Abbildung 8.10.	162

8.14	Vergleich der Bewertungen der lärmreduzierenden Anflugverfahren LDLP (Low Drag - Low Power), CDA (Continuous Descent Approach) und SA (Steep Approach) bei einem kurzen Gegenanflug.	164
8.15	Vergleich der Bewertungen der lärmreduzierenden Anflugverfahren LDLP (Low Drag - Low Power), CDA (Continuous Descent Approach) und SA (Steep Approach) bei einem langen Gegenanflug.	165
8.16	Trajektorienbewertung durch die Flugroutenbelastungskennzahl <i>FRBK</i> bei Berücksichtigung verschiedener Grenzwertpegel, ab denen die betroffene Bevölkerung bei der Bewertung berücksichtigt wird.	166
8.17	Trajektorienbewertung durch das Fluglärmbewertungsmaß <i>FB2</i> bei Berücksichtigung verschiedener Grenzwertpegel, ab denen die betroffene Bevölkerung bei der Bewertung berücksichtigt wird.	167
8.18	Trajektorienbewertung durch den Noise Impact Index <i>NII</i> bei Berücksichtigung verschiedener Grenzwertpegel, ab denen die betroffene Bevölkerung bei der Bewertung berücksichtigt wird.	167
8.19	Trajektorienbewertung durch den A-bewerteten Maximalpegel L_{Amax} bei Berücksichtigung verschiedener Grenzwertpegel, ab denen die betroffene Bevölkerung bei der Bewertung berücksichtigt wird.	168
8.20	Trajektorienbewertung durch den Einzelereignispegel L_{AX} bei Berücksichtigung verschiedener Grenzwertpegel, ab denen die betroffene Bevölkerung bei der Bewertung berücksichtigt wird.	169
8.21	Vergleich einiger Bewertungsverfahren bei Berücksichtigung der Bodendämpfung (m. Bod.) und ohne (o. Bod.) für einen LDLP und einen SA-Anflug.	170
8.22	Bewertung der sechs Trajektorien aus Abbildung 8.8 mit der Flugroutenbelastungskennzahl <i>FRBK</i> unter Standardatmosphärenbedingungen, an einem feuchten Herbsttag und einem trockenen Sommertag.	173
8.23	Bewertung der sechs Trajektorien aus Abbildung 8.8 mit dem Noise Impact Index <i>NII</i> unter Standardatmosphärenbedingungen, an einem kühlen Herbsttag und einem warmen Sommertag.	173
8.24	Die Berechnungszeiten für eine Fluglärmabschätzung und die Anzahl Abschätzungen, die damit innerhalb von fünf Sekunden theoretisch durchgeführt werden können.	174

Literaturverzeichnis

- [1] ARACI, L. *Entwicklung eines nach physiologischen, psychologischen und soziologischen Gesichtspunkten gestalteten Gütekriteriums für die Belastung der Bevölkerung durch Fluglärm mit Berücksichtigung des Umweltlärmes*. Studienarbeit, TH Darmstadt, 1995.
- [2] ASHFORD, N., STANTON, H., AND MOORE, C. *Airport Operations*, 2. ed. McGraw Hill Text, 1997.
- [3] AYLOR, D. Noise Reduction by Vegetation and Ground. *The Journal of the Acoustical Society of America* 51, 1 (Part 2) (1972), 197–205.
- [4] AZB. *Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen an zivilen und militärischen Flugplätzen nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm vom 30. März 1971 (BGBl. I S. 282)*, vol. GMBI 26, Ausgabe B. Der Bundesminister des Inneren, Bonn, 1975.
- [5] BECKENBAUER, T., AND SCHREIBER, L. Wie unterscheiden sich der äquivalente Dauerschallpegel nach dem Fluglärmgesetz von dem (energie-)äquivalenten Dauerschallpegel oder Mittelungspegel nach DIN 45 641? In *Fluglärm 2000: 40 Jahre Fluglärmbekämpfung - Forderungen und Ausblick*, K. Oeser and J. Beckers, Eds. Springer-VDI-Verlag, Düsseldorf, 1999, pp. 255–262.
- [6] BERGLUND, B., LINDVALL, T., AND SCHWELA, D., Eds. *Guidelines for Community Noise*. World Health Organization (WHO), Geneva, 1999.
- [7] BESTE, D. Auf leisen Flügeln. *Spektrum der Wissenschaft* 08 (August 2002), 88–89.
- [8] BEYHOFF, S., EHMER, H., FOCKE, H., AND WARLITZER, V. Verkehrspolitische Optionen zur Lärmreduktion an Flughäfen - Dargestellt am Beispiel des Flughafens Hamburg. Forschungsbericht DLR-FB 92-40, Hauptabteilung Verkehrsforschung, DLR Köln, Dezember 1992.
- [9] BLUMRICH, R., AND HEIMANN, D. Auswirkung vertikaler Windkomponenten auf die Schallausbreitung - Berechnungen mit einem Euler Modell. In *DAGA - Fortschritte der Akustik* (Oldenburg: DEGA e.V., 2001), Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Physik der Atmosphäre, Oberpfaffenhofen, p. 2.

- [10] BLUMRICH, R., AND HEIMANN, D. A linearized Eulerian sound propagation model for studies of complex meteorological effects. *Journal of Acoustical Society of America* 112, 2 (2002), 446–455.
- [11] BMVBW. Flughafenkonzept der Bundesregierung. Konzept Anlage 12019, Bundesministerium für Verkehr, Bau- und Wohnungswesen, 30. August 2000.
- [12] BOEING. Current Market Outlook - World Demand for Commercial Airplanes. Marketing Report, Market Analysis - Boeing Commercial Airplanes, July 2002.
- [13] BROOKS, J. New noise abatement departure procedure published in ICAO PANS-OPS. *ICAO Journal* 8 (2002), 23–31.
- [14] BRUINIER, J. Die Bonusliste und andere Landeentgelt-Modelle hinsichtlich ihrer Eignung zur Fluglärmbekämpfung an der Quelle. In *Fluglärm 2000: 40 Jahre Fluglärmbekämpfung - Forderungen und Ausblick*, K. Oeser and J. Beckers, Eds. Springer-VDI-Verlag, Düsseldorf, 1999, pp. 238–254.
- [15] BÜTIKOFER, R. Aircraft Noise - Three Dimensional Sound Emission: Preliminary results comparing A 320 and MD 83 at 305 m. Handout, Laboratory of Acoustics - Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (EMPA), 11. June 2003.
- [16] BÜTIKOFER, R., AND THOMANN, G. Validation of FLULA, a time-step model for aircraft noise calculations. In *Internoise* (The Hague, The Netherlands, 2001), pp. 90–91.
- [17] CHANG, R. *Optimal Aircraft Landing Patterns for Minimal Noise Impact*. Ph. d. dissertation, University of Virginia, 1981.
- [18] CONWAY, M. *Airport Cities 21: The new global transport centers of the 21st century*. Conway Data Inc., Atlanta, 1993.
- [19] DELFS, J. Lärmminderung im Flugverkehr - Teilprogramm 379 im DLR. Statusbericht 1996-2001 DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt DLR, Oktober 2001.
- [20] DELFS, J., DOBRZYNSKI, W., HELLER, H., ISERMANN, U., MICHEL, U., SPLETTSTÖSSER, W., AND OBERMEIER, F. Fluglärm. In *Taschenbuch der Technischen Akustik*, G. Müller and M. Möser, Eds., 3 ed. Springer-Verlag Berlin, 2004, pp. 585–638.
- [21] DENG, J., AND JACOB, H. Flight Management Procedure for Physiological Noise-Minimal Landing Trajectories. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica* 13, 11 (1992), A612–A618.
- [22] DFS. Vergleich der An- und Abflugverfahren Frankfurt heute und ab 19. April 2001. Technischer Report, Deutsche Flugsicherung GmbH (DFS), 2001.
- [23] DFS. Luftfahrthandbuch Deutschland - Aeronautical Information Publication (AIP) Germany. Monatlich erweitertes Luftfahrthandbuch AD 2 EDDF 3-1, DFS Deutsche Flugsicherung GmbH, 18. April 2002.

- [24] DFS. NIROS - Das Planungstool, Deutsche Flugsicherung GmbH (DFS), 23. Juli 2002.
- [25] DIN2533. *Normatmosphäre*, vol. DIN ISO 2533. DIN Deutsches Institut für Normierung e.V., Berlin, 1979.
- [26] DIN45643-1. *Messung und Beurteilung von Flugzeuggeräuschen: Teil 1: Meß- und Kenngrößen*, vol. DIN 45643-1. DIN Deutsches Institut für Normierung e.V., Berlin, 1984.
- [27] DIN45643-3. *Messung und Beurteilung von Flugzeuggeräuschen: Teil 3: Ermittlung des Beurteilungspegels für Fluglärmimmissionen*, vol. DIN 45643-3. DIN Deutsches Institut für Normierung e.V., Berlin, 1984.
- [28] DIN9613-2. *Dämpfung des Schalls bei der Ausbreitung im Freien: Teil 2: Allgemeines Berechnungsverfahren (ISO 9613-2:1996)*, vol. DIN ISO 9613-2. DIN Deutsches Institut für Normierung e.V., Berlin, 1999.
- [29] DOBRZYNSKI, W., E. A. Fluglärm. In *Taschenbuch der Technischen Akustik*, M. Heckl and H. Müller, Eds., 2. ed. Springer-Verlag, Berlin, 1995, pp. 312–347.
- [30] DOBRZYNSKI, W., CHOW, L., GUION, P., AND SHIELLS, D. Research into Landing Gear Airframe Noise Reduction. In *8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* (Breckenridge, USA, 2002).
- [31] DOBRZYNSKI, W., GEHLHAR, B., AND BUCHHOLZ, H. Model and full scale high-lift wing wind tunnel experiments dedicated to airframe noise reduction. *Aerospace Science Technology* 5 (2001), 27–33.
- [32] DTLR. Noise From Arriving Aircraft - An Industry Code of Practice. Industry Report, A cooperation of DTLR - Department for Transport, Local Government and the Regions, British Airways, Airtours International, NATS - National Air Traffic Services, BAA Heathrow, BAA Stansted, and BAA Gatwick, September 2001.
- [33] EN60651. *Schallpegelmesser (IEC 651: 1979 + A1: 1993) Deutsche Fassung EN 60651: 1994 + A1: 1994*, vol. IEC 651 und EN 60651. Deutsches Institut für Normierung e.V., Berlin, 1994.
- [34] EPA. Information on Levels of Environmental Noise Requisite to Protect Public Health and Welfare with an Adequate Margin of Safety. Technical Report 550/9-74-004, Office of Noise Abatement and Control, The U.S. Environmental Protection Agency, Washington D.C., March 1974.
- [35] ERKELENS, L. Development of noise abatement procedures in the Netherlands. Report NLR-TP-99386, National Aerospace Laboratory NLR, November 1999.
- [36] ERKELENS, L. Development of Advanced Noise Abatement Procedures. In *GARTEUR FM EG/AG (EG20)* (2000), Proposal, p. 3.
- [37] ERKELENS, L. Research on Noise Abatement Procedures. In *Aviation-2000 Prospects* (Zhukovsky, Russia, 2000), p. 10.

- [38] ERZBERGER, H., AND LEE, H. Technique for Calculating Optimum Takeoff and Climbout Trajectories for Noise Abatement. Technical Report TN D-5182, NASA, May 1969.
- [39] ETLING, D. *Theoretische Meteorologie: Eine Einführung*. Lehrbuch Meteorologie. Friedr. Vieweg und Sohn Verlagsgesellschaft, Braunschweig, Wiesbaden, 1996.
- [40] EUROCONTROL. User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) - Revision 3.3. User Manual, Eurocontrol Experimental Centre - European Organisation for the Safety of Air Navigation, December 2000.
- [41] EUROCONTROL. ATFM Summary 2003. Technical Report, Central Flow Management Unit - European Organisation for the Safety of Air Navigation (Eurocontrol), February 2003.
- [42] FICAN. Effects of Aviation Noise on Awakenings from Sleep. Tech. rep., Federal Interagency Committee on Aviation Noise (FICAN), June 1997.
- [43] FICON. *Federal Agency Review of Selected Airport Noise Analysis Issues*. Federal Interagency Committee on Noise (FICON), Spectrum Science and Software, Inc., Ft. Walton Beach, Florida, 1992.
- [44] FIEDLER, D. *Maßnahmen zur Reduzierung der Fluglärmbelastung am internationalen Verkehrsflughafen Münster/Osnabrück*. Diploma thesis, Technische Universität Dresden, 2000.
- [45] FILOTAS, L. Effects of Flight Path Dispersion on Airport Noise. *Journal of Sound and Vibration* 48, 4 (1976), 451–460.
- [46] FINKE, H.-O. *Akustische Kennwerte für die Messung und Beurteilung von Geräuschimmissionen und deren Zusammenhang mit der subjektiven Gestörttheit*. Dissertation, Technische Universität Braunschweig, 1980.
- [47] FINKE, H.-O., AND MARTIN, R. Der akustische Untersuchungsteil. In *Fluglärmwirkungen: Eine interdisziplinäre Untersuchung über die Auswirkungen des Fluglärms auf den Menschen*, F. D. F. (DFG), Ed. Boldt-Verlag, Boppard, 1974.
- [48] FISCHBACH, W. Mit High-Tech gegen den Lärm, *Der Flugleiter*, p. 50-51, Januar 2001.
- [49] FLETCHER, H. *Speech and Hearing in Communication*, asa edition ed. American Institute of Physics, 1953.
- [50] GERLING, W., SEIDEL, D., AND CHRISTOFFELS, L. Kapazitätserhöhung Flughafen Frankfurt - Projekt 4D-Planer - Systementwurf. Institutsbericht DLR-112-4DP-D0146, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Flugführung, 28. September 2000.

- [51] GILBERT, K., AND WHITE, M. Application of the parabolic equation to sound propagation in a refracting atmosphere. *The Journal of the Acoustical Society of America* 85, 2 (1989), 630–637.
- [52] GLICK, J., SHEVELL, R., AND BOWLES, J. Evaluation of Methods of Reducing of Community Noise Impact Around San Jose Municipal Airport. Technical Report NASA TM X-62, National Aeronautics and Space Administration (NASA), November 1975.
- [53] GOTTLOB, D., AND KÜRER, R. Beurteilung von Geräuschimmissionen (Vorschriften - Normen - Richtlinien). In *Taschenbuch der Technischen Akustik*, M. Heckl and H. Müller, Eds. Springer-Verlag, Berlin, 1995, pp. 86–125.
- [54] GUSKI, R. Können Ruhepausen im Lärm wahrgenommen werden? *Zeitschrift für Lärmbekämpfung* 35, 3 (1988), 69–73.
- [55] HAMEL, P., AND DAHLEN, H. W. Erprobung lärmindernder Anflugverfahren mit dem DFVLR-Forschungsflugzeug HFB 320. *DFVLR Nachrichten* 10 (Juli 1973), 413–416.
- [56] HÄNSCH, K., NIETHAMMER, F., AND OESER, K., Eds. *Dokumentation zum Mediationsverfahren Flughafen Frankfurt am Main: Leitfaden durch den Diskussionsprozess und die Ergebnisse*. Mediationsgruppe Flughafen Frankfurt Main, Das Land Hessen - Hessische Staatskanzlei, Wiesbaden, 2000.
- [57] HECKER, H., AND KRYTER, K. Comparisons between subjective ratings of aircraft noise and various objective measures. Technical Report No-68-33 Contract FAA67WA-1969, Federal Aviation Administration (FAA), 1969.
- [58] HECKL, M., AND MÜLLER, H., Eds. *Taschenbuch der Technischen Akustik*, 2. ed. Springer-Verlag Berlin, 1995.
- [59] HELLER, H., AND DOBRZYNSKI, W. The Challenge To Break The Ultimate Noise Barrier: Sources and Control of Airframe Noise. In *8th International Congress on Sound and Vibration* (Hong Kong (VRC), 2001).
- [60] HELMKE, H., EHR, H., AND UEBBING-RUMKE, M. GenTraG - Interaktion der Komponenten des GenTraG (Generischer Trajektorien Generator). Institutsbericht IB 112-2002/09, Institut für Flugführung, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Januar 2003.
- [61] HO, N., AND CLARKE, J.-P. Impact of Flight Operation Uncertainties on the Design of Advanced Noise Abatement Procedures. Presentation, Massachusetts Institute of Technology (MIT) - International Center for Air Transportation, 10. October 2001.
- [62] HUEMER, R.-G., KÖNIG, R., AND FRIEHMELT, H. Status-quo und Visionen Lärmreduzierter An- und Abflugverfahren. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress* (München, 2003), Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR), p. 10.

- [63] HULLAH, P. Noise-contour model validation through the use of full 4-D flight trajectories and an advanced thrust model. In *4th USA/EUROPE ATM R and D Seminar* (Santa Fe/New Mexico, 2001), EUROCONTROL Experimental Centre, p. 5.
- [64] IATA. *Airport Development Reference Manual*, 8th ed. International Air Transport Association IATA, 1995.
- [65] ICAO, Ed. *Environmental Protection Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation: Aircraft Noise*, 2 ed., vol. 1 of *International Standards and Recommended Practices*. International Civil Aviation Organization, 1988.
- [66] IEC1012. *Filters for the measurement of audible sound in the presence of ultrasound*, vol. 1012. IEC, 1990.
- [67] INGARD, U. A Review of the Influence of Meteorological Conditions on Sound Propagation. *The Journal of the Acoustical Society of America* 25, 3 (1953), 405–411.
- [68] INNENMINISTERIUM. Fluglärmbericht - Bericht der Bundesregierung über die Erfahrung bei der Durchführung des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm vom 30. März 1971 (BGBl. I S. 282), zuletzt geändert durch Artikel 43 des Einführungsgesetzes zur Abgabenordnung vom 14. Dezember 1976 (BGBl. I S. 3341). Unterrichtung durch die Bundesregierung Drucksache 8/2254 Sachgebiet 2129, Bundesministerium des Inneren, 07. November 1978.
- [69] ISERMANN, U. *Berechnung der Fluglärmimmission in der Umgebung von Verkehrsflughäfen mit Hilfe eines Simulationsverfahrens*. Dissertation, Georg-August-Universität, 1988.
- [70] ISERMANN, U., SAMEL, A., MICHEL, U., DOBRZYNSKI, W., KÖNIG, R., STUMP, R., WARLITZER, V., AND HEIMANN, D. Zusammenfassender Projekt-Abschlussbericht Leiser Flugverkehr. Abschlussbericht, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), 5. Juli 2004.
- [71] ISERMANN, U., AND SCHMID, R. Bewertung und Berechnung von Fluglärm: Untersuchung im Auftrag des Bundesministeriums für Verkehr. Bericht FE-Nr. L-2/96-50144/96, Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Meßverfahren und Strömungsanalyse, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Juli 1999.
- [72] ISERMANN, U., AND SCHMID, R. Berechnung von Fluglärmkonturen für zukünftige Start-/Landebahnvarianten am Flughafen Frankfurt/Main: Untersuchung zur Qualitätssicherung im Rahmen des Mediationsverfahrens zum Ausbau des Flughafens Frankfurt/Main. Bericht, Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Meßverfahren und Strömungsanalyse, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Januar 2000.
- [73] ISO-R226. *Normal equal-loudness contours for pure tones and normal threshold of hearing under free-field listening conditions*, vol. ISO R226. International Standards Organization, Geneva, Switzerland, 1961.

- [74] ISO3891-1978(E). *Acoustics - Procedure for describing aircraft noise heard on the ground*, 2. ed., vol. ISO 3891-1978 (E) of *International Standard ISO*. International Organization for Standardization, Switzerland, 1981.
- [75] JACOB, H. Flight Management Procedures for Noise-Minimal Landing Trajectories with Consideration of Temperature and Wind Gradients. In *IFAC 10th Triennial World Congress - Control of Air and Ground Transportation* (München, 1987), International Federation of Automatic Control IFAC, pp. 255–261.
- [76] JACOB, H. Ermittlung lärmminimaler Abflugrouten unter Berücksichtigung des Einflusses der mittleren Windrichtung auf die Lärmausbreitung. In *Fluglärm 2000: 40 Jahre Fluglärmbekämpfung - Forderungen und Ausblick*, K. Oeser and J. Beckers, Eds. Springer-VDI-Verlag, Düsseldorf, 1999, pp. 263–271.
- [77] JACOBSEN, I., AND MELTON, R. Minimum Noise Impact Aircraft Trajectories. NASA Report NASA-CR-164719, National Aeronautics and Space Administration (NASA) / University of Virginia, November 1981.
- [78] JOHNSON, D. Minimising Weather Delays. *Airports International* 36, 1 (January/February 2003), 18.
- [79] JOHNSON, T. Aircraft noise: The NGO perspective. In *Towards Sustainable Aviation*, P. Upham, J. Maughan, D. Raper, and C. Thomas, Eds., 1 ed. Earthscan Publications Ltd, London, 2003, pp. 213–217.
- [80] KELLER, A. *Objective Function Based Fuzzy Clustering in Air Traffic Management*. Dissertation, Otto-von-Guericke-Universität, 2002.
- [81] KERTZ, W., AND LÜHR, H. Einführung in die Meteorologie, Institut für Geophysik und Meteorologie, Technische Universität Braunschweig, 1995.
- [82] KINSLER, L., FREY, A., COPPENS, A., AND SANDERS, J. *Fundamentals of Acoustics*. John Wiley and Sons, 1982.
- [83] KÖLTZSCH, P. Spannungsfeld: Mobilität und Lärm. *Wissenschaftliche Zeitschrift der Universität Dresden* 49, Heft 3 (2000), 77–82.
- [84] KÖLTZSCH, P. Strömungsakustik - eine aktuelle Übersicht. Universitätsbericht ET-IAS-01-2000, Institut für Akustik und Sprachkommunikation - Technische Universität Dresden, Juli 2000.
- [85] KRYTER, K. *The Effects of Noise on Man*, 2. ed. Academic Press, New York, 1985.
- [86] LAND-BRANDENBURG. Städtebauliche Lärmfibel: Hinweise für die Bauleitplanung. Report, Ministerium für Stadtentwicklung, Wohnen und Verkehr des Landes Brandenburg - Referat Presse und Öffentlichkeitsarbeit, 30. November 2001.
- [87] LEDER, J. *Ein Verfahren zur Optimierung dreidimensionaler Flugtrajektorien im Hinblick auf eine minimale Fluglärmbelastung der Bevölkerung mittels eines physiologisch geprägten Gütekriteriums*. Promotion, Technische Hochschule Darmstadt, 1998.

- [88] LEDER, J., AND ARACI, L. NIROS Programmdokumentation und Bedienungsanleitung. Technischer Report, Fachgebiet Flugmechanik und Regelungstechnik, TH Darmstadt, 1996.
- [89] LEE, R., FARREL, J., HENRY, G., AND LOWE, A. Procedures for Estimating the Effects of Design and Operational Characteristics of Jet Aircraft on Ground Noise. Tech. Rep. NASA CR.1053, National Aeronautics and Space Administration (NASA), Washington D.C., June 1968.
- [90] LILJEQUIST, G., AND CEHAK, K. *Allgemeine Meteorologie*, 3. ed. Friedr. Vieweg und Sohn Verlagsgesellschaft, Braunschweig, 1990.
- [91] LUFTHANSA. Flugleistungen von Strahlverkehrsflugzeugen - Airplane Performance. Technischer Report 6. Auflage, FRA OR 3 - Flugbetriebstechnik, Mai 1985.
- [92] MALBERG, H. *Meteorologie und Klimatologie: Eine Einführung*, 3. ed. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 1997.
- [93] MARSDEN, A., WANG, M., AND MOHAMMADI, B. Shape optimization for aerodynamic noise control. CTR Research Publications - Annual Research Briefs 2001, Center for Turbulence Research - Stanford University, 2001.
- [94] MATSCHAT, K., AND MÜLLER, E.-A. Effektivpegel und Geräuschkdauer bei Flugzeugvorbeiflügen - Festschrift zum 100jährigen Bestehen der Versuchs- und Forschungsanstalt Wien. Tech. rep., Versuchs- und Forschungsanstalt Wien, Mai 1978.
- [95] MATSCHAT, K., AND MÜLLER, E.-A. Vergleich nationaler und internationaler Fluglärmbewertungsverfahren: Aufstellung von Näherungsbeziehungen zwischen den Bewertungsmaßen. Umweltforschungsplan des Bundesministers des Innern. Forschungsbericht 81-105 01 307, UBA-FB 82-025, Umweltbundesamt, 30. November 1981.
- [96] MEISTER, F. Probleme der Schallbewertung: Untersuchung der bisherigen akustisch-psychophysiologischen Bewertungsverfahren, insbesondere des Zeit- und Intensitätseinflusses bei Wechselbeschallung. Forschungsbericht des Landes Nordrhein-Westfalen Nr. 1828, Universität Düsseldorf, Westdeutscher Verlag, 1967.
- [97] MENSEN, H. *Moderne Flugsicherung: Organisation, Verfahren, Technik*, 2 ed. Springer-Verlag, Berlin, 1993.
- [98] MICHEL, U. Freistrahllärm der B727-200 adv. bei Anwendung eines modifizierten ATA-Startverfahrens im Vergleich zum IATA-Startverfahren. Tech. rep., DFVLR - Abteilung Turbulenzforschung, 1984.
- [99] MIDDEL, J., VEERBEEK, H., VAN ENGELN, J., AND VERBEEK, R. Fluglärmmonitoring am Flughafen Frankfurt: Der Beitrag der Deutschen Flugsicherung. Technischer Reprt NLR-CR-2003-230, National Aerospace Laboratory (NLR), Juni 2003.

- [100] MILDE, A. Kleine ATC-Weisheiten (1): Radar und Radardatendarstellung. *Info - Vereinigung Cockpit (VC)*, Neu-Isenburg 05-06/2003 (Mai 2003), 46–48.
- [101] MILDE, A. Kleine ATC-Weisheiten (3): Abflugrouten contra Lärm. *Info - Vereinigung Cockpit (VC)*, Neu-Isenburg 11-12/2003 (November 2003), 38–39.
- [102] MÜLLER, G., AND MÖSER, M., Eds. *Taschenbuch der Technischen Akustik*, 3. ed. Springer-Verlag Berlin, 2004.
- [103] NAS. Guidelines for Preparing Environmental Impact Statements on Noise. Report of Working Group 69 on Evaluation of Environmental Impact of Noise, National Academy of Science, 1977.
- [104] NASA-FAA. A Technology Partnership for the New Millennium. Tech. rep., National Aeronautics and Space Administration (NASA) and The Federal Aviation Administration (FAA), 1999.
- [105] NEUFVILLE, R. D., AND ODoni, A. *Airport Systems: Planning, Design, and Management*, 1 ed. Aviation Week Books. McGraw-Hill, New York, 2003.
- [106] NIEROBISCH, B. E. Luftfahrt und Umwelt. Broschüre 04/03, Arbeitsgemeinschaft Deutscher Verkehrsflughäfen (ADV) - Abteilung Umwelt, März 2003.
- [107] NLR, F. FANOMOS: The NLR Flight Track and Aircraft Noise Monitoring System, February 1999.
- [108] NOVAK, S. Flughafen Amsterdam Schiphol: Ärger mit Lärmzonen. *transmission* Dezember 2000/Januar 2001 (2000), 40–41.
- [109] NOVAK, S. NIROS berücksichtigt jetzt auch Höhenprofile. *Transmission 2* (Mai 2003), 9.
- [110] OFFERMANN, H., AND BAKKER, M. Growing pains of major European airports - Case study: Amsterdam Airport Schiphol. In *2nd USA/EUROPE Air Traffic Management R and D Seminar* (Orlando, Florida, 1998), vol. NLR-TP-99381, National Aerospace Laboratory NLR, p. 17.
- [111] OLMSTEAD, J. R., FLEMING, G. G., GULDING, J. M., ROOF, C. J., GERBI, P. J., AND RAPOZA, A. S. Integrated Noise Model (INM) Version 6.0 Technical Manual. Technical Software Report FA265/A2012 DTFA01-99-C-0003, U.S. Department of Transportation, Research and Spezial Programs Administration, Rendall Square, January 2002.
- [112] PAFFRATH, D. Lärmbekämpfung, Gewässerschutz, Natur und Landschaft, umweltfreundliche Technik: Beiträge der DFVLR zur Umweltforschung und zum Naturschutz Teil II. *DFVLR Nachrichten 10* (Juli 1973), 417–421.
- [113] PEARSONS, K., BARBER, D., TABACHNICK, B., AND FIDELL, S. Predicting noise-induced sleep disturbance. *Journal of Acoustical Society of America* 97, 1 (1995), 331–338.

- [114] PHELAN, M. Sound Thinking. *Flight International* 162, 4862 (17.-30. December 2002), 28–30.
- [115] PIERCY, J., EMBLETON, T., AND SUTHERLAND, L. Review of noise propagation in the atmosphere. *Journal of Acoustical Society of America* 61 (1977), 1403–1418.
- [116] PIETRZKO, S., AND HOFMANN, R. Mathematical Modelling of Aircraft Noise Based on Identified Directivity Patterns. In *2nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference* (State College, Pennsylvania, 1996), vol. AIAA 96-1768, American Institute of Aeronautics and Astronautics, p. 13.
- [117] RAISS, L. Neue Jet-Generation fliegt auf Sparkurs und ist leiser. *Treffpunkt Airport - Frankfurt Airport 2* (2003).
- [118] ROHRMANN, B. *Fluglärm und seine Wirkung auf den Menschen*. Verlag Hans Huber, Bern, Stuttgart, Wien, 1978.
- [119] ROTTMANN, U. Minderung des Fluglärms durch Optimierung der Streckenführung und der Start- und Landeverfahren im zivilen Luftverkehr. ILR-Mitteilungen Nr. 200 Forschungsbericht 88 - 105 05 501, Institut für Luft- und Raumfahrt, TU Berlin, August 1988.
- [120] RUIGROK, R., ERKELENS, L., SELIER, M., WUBBEN, F., AND DE JONG, R. Evaluation of the effect on noise reduction of increasing the ILS/MLS glidescope angle to 3.2 degrees. Report NLR-CR-98392, National Aerospace Laboratory NLR, 1998.
- [121] SAE. Standard Values of Atmospheric Absorption as a Function of Temperature and Humidity. Technical Report ARP 866A, Society of Automotive Engineers Inc. (SAE), 400 Commonwealth Drive, 15. March 1975.
- [122] SAE. Procedure for the Calculation of Airplane Noise in the Vicinity of Airports. Aerospace Information Report SAE AIR 1845, Society of Automotive Engineers Inc. (SAE), 400 Commonwealth Drive, March 1986.
- [123] SALOMONS, E. Caustic diffraction fields in a downward refracting atmosphere. *The Journal of the Acoustical Society of America* 104, 6 (1998), 3259–3272.
- [124] SALOMONS, E., AND RASMUSSEN, K. Numerical computation of sound propagation over a noise screen based on an analytic approximation of the wind speed field. *Elsevier - Applied Acoustics* 60 (2000), 327–341.
- [125] SCHADT, J. Flugführung: Weniger Zickzack bei An- und Abflügen. *Spektrum der Wissenschaft* 01 (Januar 1999), 91–93.
- [126] SCHÄNZER, G. Integriertes STOL-Flugregelungssystem: Theoretische Auslegung und Flugerprobung. Technischer Report TB 000 D 704/71, Bodenseewerk Gerätetechnik GmbH, Dezember 1971.

- [127] SCHÄNZER, G. Untersuchung und Entwurf regelungstechnischer Konzepte für Lenk-Anflug- und Landeverfahren unter Verwendung des von der Firma SEL entwickelten Anflug- und Landesystems SETAC. Technischer Bericht TB 000 D 792/72, Bodenseewerke Gerätetechnik GmbH, 15. April 1973.
- [128] SCHARNOW, U., BERTH, W., AND KELLER, W. *Maritime Wetterkunde*, 7. ed. Transpress, Berlin, 1990.
- [129] SCHÖNHOFEN, M., Ed. *Statistisches Jahrbuch Frankfurt am Main 2002*. <http://www.frankfurt.de/>. Amt für Informations- und Kommunikationstechnik, Zeil 17-21, Frankfurt am Main, 2002.
- [130] SCHREIBER, L. Schallausbreitung im Freien. In *Taschenbuch der Technischen Akustik*, M. Heckl and H. Müller, Eds. Springer-Verlag, Berlin, 1995, pp. 440–453.
- [131] SCHULTEN, J. Computation of aircraft noise propagation through the atmospheric boundary layer. In *Fifth International Congress of Sound and Vibration* (University of Adelaide, Australia, 1997), vol. NLR-TP-97374, National Aerospace Laboratory NLR, p. 14.
- [132] SCHULTZ, T. Synthesis of Social Surveys on Noise Annoyance. *The Journal of the Acoustical Society of America* 64, 2 (1978), 377–405.
- [133] SCHUSCHKE, G. Psychologische und soziologische Aspekte des Lärms und der Grenzwertproblematik. In *Taschenbuch Akustik*, W. Fasold, W. Kraak, and W. Schirmer, Eds. VEB Technik, Berlin, 1984, p. 1823.
- [134] SIJTSMA, P., AND HOLTHUSEN, H. Source location by phased array measurements in closed wind tunnel test sections. Report NLR-TP-99108, National Aerospace Laboratory NLR, The Netherlands, 8. March 1999.
- [135] STUMP, R. Flugverlaufsrechnung für Lotsenunterstützungssysteme. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress* (München, 2003), Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR), p. 5.
- [136] TEMME, M. Aircraft noise prediction for ATCO support. In *Scientific Seminar 2002 The Challenge of Integration* (Institut für Flugführung, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Braunschweig, 2002).
- [137] TERLOUW, J., AND SCHUTE, B. NARSIM: The NLR Air Traffic Control Research Simulator - General Specifications. In *Technology for the Future National Airport* (NLR Amsterdam, The Netherlands, 2000), National Aerospace Laboratory NLR, p. 44.
- [138] THOMANN, G., BÜTIKOFER, R., AND KREBS, W. FLULA2 - Ein Verfahren zur Berechnung und Darstellung der Fluglärmbelastung. Technische Programm-Dokumentation 840'143 / 513.1933 - Version 2, Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (EMPA), Oktober 2001.

- [139] TOUSSAINT, B., HANEWALD, K., ALTHOFF, S., AND BENDER, M., Eds. *Umweltatlas Hessen*. <http://atlas.umwelt.hessen.de/>. Hessisches Landesamt für Umwelt und Geologie, Wiesbaden, 2002.
- [140] VDI2714. *Schallausbreitung im Freien*, vol. VDI 2714. Verein Deutscher Ingenieure, Düsseldorf, 1988.
- [141] VDI3722. *Wirkungen von Verkehrsgeräuschen*, 2 ed., vol. VDI 3722. Verein Deutscher Ingenieure, Beuth, Berlin, 1988.
- [142] VEIT, I. *Technische Akustik: Grundlagen der Physikalische, Physiologischen und Elektro-Akustik*, 2. ed. Kamprath-Reihe kurz und bündig: Technik. Vogel-Verlag, Würzburg, 1978.
- [143] VISSER, H. 4-D Trajectory Optimization and Guidance Techniques for Terminal Area Traffic Management. Technical Report LR-769, Faculty of Aerospace Engineering, University of Technology, Delft, The Netherlands, June 1994.
- [144] WALKER, T. Fly Quiet Adherence Report 1st Quarter 2003. Tech. Rep. 1/2003, Chicago O'Hare International Airport and City of Chicago Department of Aviation, 23 May 2003.
- [145] WIJNEN, R., AND VISSER, H. Optimal departure trajectories with respect to sleep disturbance. *Aerospace Science and Technology* 7 (2003), 81–91.
- [146] WILDANGER, R. Belästigungen und Gesundheitsgefährdung durch Fluglärm. In *Fluglärm 2000: 40 Jahre Fluglärmbekämpfung - Forderungen und Ausblick*, K. Oeser and J. Beckers, Eds. Springer-VDI-Verlag, Düsseldorf, 1999, pp. 206–237.
- [147] WUBBEN, F., AND BUSINK, J. Environmental Benefits of Continuous Descent Approaches at Schiphol Airport Compared with conventional Approach Procedures. In *Technology for the Future National Airport* (NLR Amsterdam, The Netherlands, 2000), vol. 00275-P, National Aerospace Laboratory NLR, p. 5.

Index

Symbols	
L_{AX}	94
L_{AZ}	93
L_{dn}	100
$L_{eq(3)}$	100
$L_{eq(4)}$	99
L_{eq}	99
10 dB-down-time	92, 108, 126, 151
2-Segment Approach	24, 54
4-D RNAV	24
4D-Planer	45, 57, 115, 175
4D-Trajektorie	58
A	
A-Bewertung	89
Abflugstrecken	33
Abflugverfahren	26
Absorption	69
Abstand	48
Abstandsberechnung	124
ACDA	23
ACNIM	14
administrativen Maßnahmen	14
Advanced CDA	23
äquivalenter Dauerschallpegel	99
äquivalenter Tag/Nacht Dauersch.	100
Airframe Noise	47
akustische Dichte	74
akustische Lärmschattengrenze	79
akustisches Fernfeld	52
Akzeptanz	44
Aliasing-Effekt	62
Anfangsanflug	20
Anfluggrundlinie	20, 56
Anfluglotse	56
Anflugprozedur	57
Anflugwinkel	163
Antreffwahrscheinlichkeit	110
ARC-View	141
ATA-Verfahren	27
Atmosphäre	69, 133
Aufwachhäufigkeit	113, 160
Ausbreitungsdämpfung	62
Ausbreitungsweg	133
Ausfahrpunkt Fahrwerk	54
B	
B-Bewertung	89
Belästigung	115
Belästigungsgrad	159
Belästigungswirkung	104
Belastungsdauer	162
Belastungskennwert	160
Bemessungszeitraum	17
Berechnungsaufwand	126
Berechnungsdauer	41
Berechnungsfehler	174
Besiedlungsstruktur	165
Betrachtungsgebiet	61
bevölkerungsabhängiger Lärmindex ...	68
Bevölkerungsdaten	68
Bevölkerungsverteilung	68
Bewertungszeitraum	98
Bewuchshöhe	78
Bezugszeitraum	98
BFL	109
Bodendämpfung	63
Bodeneffekt	63, 169
Bodensichtwinkel	63, 135
Bodenzusatzdämpfung	63, 169
Bodenzusatzdämpfung, AzB	64
Bodenzusatzdämpfung, EMPA	65
Bodenzusatzdämpfung, SAE	64
Bonusliste	16
Brechungsmodell	75
Bypass-Verhältnis	47

C

C-Bewertung 89
 Callsign 56
 CDA 22, 163
 Chevron-Düse 51
 Clean Configuration 21
 Climb-Cleanup-Cutback-Takeoff 28
 Climb-Cutback-Cleanup-Takeoff 28
 Continuous Descent Approach ... 22, 163
 Corioliskraft 78
 Cutback-Verfahren 27

D

D-Bewertung 89
 Dämpfung, atmosphärische 69
 Dämpfungskomponenten 85
 Dauer, effektive 93
 Dauerkorrektur 95
 Dauerschallpegel 98
 Decision Speed 27
 Delayed Flap Approach 25
 Delayed Gear 26
 Descent Phase 58
 Diskretisierung 124
 Dissipation 69
 Doppeltrombone 56
 Doppler-Effekt 56
 Drehzahl Triebwerk 53
 Druckfläche 75

E

Effective Perceived Noise 95
 effektive Dauer 93, 126
 effektiver äquival. Dauerschallp. 100
 Effektivpegel 93, 115
 Einflugstrecke 20
 Einheiten 95
 Einwohner 68
 Einwohnerzahlen 68
 Einzelcharakteristik 51
 Einzelereignis 93
 Einzelereignispegel 93
 Einzelquelle 52
 Einzelton 96
 Ekmann-Spirale 78
 Emissionsort 13

EMPA 50
 Endanflugkonfiguration 21
 energieäquivalenter Dauerschallp. ... 100
 ENHANCE 138
 Entgeltregelung 16
 EPNL 95, 100
 Erdoberfläche 61

F

Fahrwerk 54, 147
 Fahrwerksklappen 54
 Fan (Luftraumstruktur) 56, 155
 Fan (Triebwerk) 50
 Fehlanflug 20
 Final 20
 Flächenbelastung 109, 160
 Flächennutzungsplan 18
 Flap 20
 Flexible-Takeoff-Thrust 29
 Flight Management System 61
 Flight Track 20
 Flugärberechnung 47
 Flugbahn, Streuung 32
 Fluggeschwindigkeit 55, 162
 Flughöhe 153
 Flugkonfiguration, widerstandsarm ... 21
 Fluglärmbelastung 13
 Fluglärmbewertung 145
 Fluglärmbewertungsmaß 108, 160
 Fluglärmereignis 94
 Fluglärmkontur 150, 170
 Fluglärmkonturfläche 148
 Flugrichtung 56
 Flugroute 154
 Flugroutenbelastungskennzahl .. 114, 152,
 160
 Flugzeug 47
 Flugzeughülle 20, 54
 Flugzeugtyp 157
 Flugzustandsparameter 125
 FLULA 50, 65
 Fly Neighborly 142
 FMS 25
 Frankfurt 31, 39
 FRBK 114
 Frequenz 51

Frequenzband	49	Integrated Perceived Noise.....	97
Frequenzbewertung	89	Integrated Perceived Noise Level.....	38
Frequenzspektrum	49	Intensitätsgewichtungsfunktion	104
Funkfeuer	56	Inversionawetterlage	43
		Isophone	139

G

Gebirge.....	85
Gebührendifferenzierung	15
Gegenanflug	57, 156
Gegenwindausbreitung.....	80
Gehör	89
Geländehöhenmodell.....	84
Georeferenzierung	61
geostrophischer Wind.....	79
Geräuschpegelmessgerät	90
Geschwindigkeitsabhängigkeit	55
Gitterauflösung.....	122
Gitterkonstante.....	62
Gitterpunkt	61, 68, 121
Gitterpunkt, Reduzierung.....	36
Gleichsetzungsparameter.....	98
Gleichwertigkeitsfaktor.....	112, 116
Grenzschichtturbulenz	51
Grenzwertpegel.....	37, 165

H

Halbierungsparameter	98
HAPN	107
Hauptlärmbereich	43
Heading	60
Highly Annoyed Population.....	107, 160
Hintergrundgeräusche	111
Hochwert	61
Höhenprofiloptimierung.....	41
Höreindruck	91
Hörschwelle.....	88
Horizontalflug	131

I

IATA-Steilstartverfahren.....	28
ICAO	15
Immissionsort	13
INM.....	126
Innenraumpegel	114
Instrumentenanflug	20
Instrumentenlandesystem	32

K

Kernstrahl.....	50
Klappenseitenkanten.....	54
klassische Dämpfung.....	69
Komponenten	84
Konfiguration.....	20
Koordinatensystem	48, 61
Kosten-Einheit	101
Krümmungskreis	133
Krümmungsradius	80
Krümmungsrichtung.....	77
Küstenlinie	85
kugelsymmetrische Schallquelle	150
Kurvenflug	131

L

Lärmabschätzung.....	47, 145
Lärmbelastungsdauer	92, 155, 162
Lärmbewertung	103
Lärmklassen	15
Lärmkontingentierung	16
Lärmkontur	63
Lärmlizenz	17
Lärmminderungsstrecke.....	31
lärmreduzierende Abflugverfahren.....	26
lärmreduzierende Anflugverfahren.....	20
Lärmschattengrenze	82
Lärmwert, gewichtet.....	35
Lärmwirkung.....	92
Lärmzertifizierung	15
Lärmzonen	18
Lästigkeit	95
Landebahnschwelle	54
Landegebühren	15
Landeintervall	23
Lautheit.....	90
Lautstärkenempfindung.....	91
Lautstärkepegel.....	90
Level-Weighted Population.....	35, 104
Lotse.....	56

Lotsenunterstützungssystem 57
 Low Drag - Low Power 21, 53, 163
 Luftfahrtbundesamt 31
 Luftfeuchtigkeit 69, 170
 Luftschichtung 74
 Lufttemperatur 69, 170
 LWP 104

M

Mantelstrahl 50
 Mantelstromtriebwerk 18
 marktwirtschaftliche Maßnahmen 14
 Maßstabskonstante 108
 Maximalpegel 91, 160
 Mehrfachstreuung 85
 Meteorologie 69
 Metering Fix 56
 Minimum Noise Departure Routes 41
 Mitwindausbreitung 80
 Modified ATA 29
 molekulare Dämpfung 69

N

Nachflugbeschränkung 15
 Nachflugverbot 15
 Nachtfluglärm 100
 Nebel 70
 NII 106
 NIROS 42
 Noise Impact Index 35, 106, 160
 Noise Preferential Runways 18
 Noisy 139
 Normatmosphäre 51, 70
 noy-Wert 95

P

Parabolic Equation Model 83
 Parameteroptimierung 40
 Pausenpegel 110
 Perceived Noise 95
 phon 90
 Planstabilität 58
 Prandtl-Schicht 78
 punktförmige Schallquelle 150
 Punktquelle 50

Q

Queranflug 57

R

Radar 56
 Radar Vectoring 32
 Radartrack 124
 Raster 61
 Rauigkeitsbeiwert 78
 Rechengitter 122
 Rechtswert 61
 Reduce Phase 58
 Reduced Flaps Approach 26
 Reduced-Takeoff-Thrust 29
 Referenzgeschwindigkeit 55
 Referenzpunkt 61
 Regen 70
 Reibungshöhe 78
 Richtcharakteristik 48, 150
 Rotationsgeschwindigkeit 27
 Routenoptimierung 31
 Rumpf 47

S

Schallabstrahlung 150
 Schallausbreitung 88
 Schallausbreitungsweg 133
 Schalldauer 100
 Schalldruck 87
 Schalldruckpegel 88
 Schallenergie 74
 Schallereignispegel 94
 Schallfeld 87
 Schallgeschwindigkeit 77
 Schallintensität 87
 Schallkorridor 86
 Schallleistung 87
 Schallleistungspegel 88
 Schallpegeländerung 108
 Schallpegelmessung 48
 Schallpegelverlauf 92
 Schallpegelzuwachs 89
 Schallquelle 47
 Schallstrahl 133
 Schallstrahlenbrechung 73
 Schallstreuung 85

- Schallwelle 75
 Schattenzone 73
 Scherschicht 50
 Schichtmodell Atmosphäre 135
 Schlaf 113
 Schneefall 70
 Schnellstart 29
 Schub 52
 Schubkoeffizient 53
 SEL 94
 Shortcut 57
 Sichtwinkel 48, 59
 SID 26
 signifikanter Punkt 58, 124
 SIMUL 140
 Single-event Exposure Level 94
 slant distance 124, 127
 Slat 20
 Software 137
 sone 91
 Spurgeschwindigkeit 75
 Stall-Geschwindigkeit 27
 Stand.-Instrument-Depart. Routes 26
 Standard Anflugverfahren 21
 Standard Arrival Route 32
 Standardatmosphäre 70
 Standardinstrumentenanflug 20
 Standardschall 91
 STAR 32
 Startvorgang 27
 Steep Approach 24, 163
 Steigphase 33
 Steilanflug 24
 Strahl 50
 Strahlenausbreitungsweg 83
 Streckenparameter 41
- T**
- Tageszeit 111
 Takeoff Flight Path 27
 Takeoff Run 27
 Temperatur 69
 Temperaturgradient 71, 77
 Temperaturschichtung 74
 Ton 89
 Tonkorrektur 96
- Topographie 61
 Track 56, 60
 Trajektorie 56
 Trajektorien, optimal 36
 Trajektoriensegment 125
 Treibstoffverbrauch 35
 Triebwerk 47, 50
 Triebwerkslärmreduktion 19
 Triebwerksrichtcharakteristik 50
 Trombone 56
 Turbine 50
 Turbulenz 50
 Turbulenzen 85
 Two Segment Approach 24
 Typenmittelwert 16
- U**
- Überflug 150
 Überflugssimulation 129
 Übertragungsverhalten 73
 Umströmungslärm 19, 47
 Umweltgebühren 15
 unbesiedelte Gebiete 124
- V**
- Verdichter 50
 Versatz, Schallstrahl 83
 Verspätung 17
 Voreinflugzeichen 21
 Vorhersagegrenzen 174
- W**
- WECPNL(3) 101
 Weglängendifferenz 134
 Wegverlängerung 133
 Wellenlänge 52
 Wetter 69
 Wind 69, 77
 Wirbelschleppenmatrix 56
 Wolken 85
- Z**
- Zeitschritt 122
 Zürich 32
 Zwei Segmente Anflug 24
 Zwischenanflug 20
 Zwischenanflughöhe 22, 153

